



Université
de Toulouse

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier)

Présentée et soutenue par :

Amélie KOLOPP

Le vendredi 16 novembre 2012

Titre :

IMPACT SUR STRUCTURES SANDWICHES POUR APPLICATION DE BLINDAGE
AERONAUTIQUE

ED MEGEP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Unité de recherche :

INSTITUT CLEMENT ADER

Directeur(s) de Thèse :

Christophe BOUVET, Professeur à l' ISAE

Samuel RIVALLANT, Ingénieur-Chercheur à l' ISAE

Rapporteurs :

Yves BRECHET, Professeur à l' INPG

Abdellatif IMAD, Professeur à l' Université de Lille 1

Autre(s) membre(s) du jury :

François BOUSSU, MdC. à l' ENSAIT, Roubaix

Nicolas CARRERE, MdC-HdR à l' ENSTA, Brest

Sophie GOURDET, Ingénieur à EADS IW, Suresnes

Philippe OLIVIER, Professeur à l' Université Toulouse III

REMERCIEMENTS

Je souhaite en premier lieu remercier Christophe Bouvet et Samuel Rivallant pour leur encadrement, leur disponibilité tout au long de la thèse, et la liberté qu'ils m'ont donnée dans mes recherches.

J'adresse mes remerciements à Messieurs Yves Bréchet et Abdellatif Imad pour avoir accepté d'être les rapporteurs de ce travail. De la même manière je tiens également à remercier Madame Sophie Gourdet, ainsi que Messieurs François Boussu, Nicolas Carrere et Philippe Olivier pour avoir accepté d'évaluer ce travail en faisant partie de mon jury de thèse.

Je souhaite remercier tous les membres du projet MANSART pour avoir accompagné ces travaux pendant trois ans et pour avoir partagé leur expérience et compétences respectives. Merci en particulier à Marion Amiot, Dominique Poquillon et Guillaume Kerviel pour leur participation à ces travaux.

Merci également à l'ensemble de mes collègues du laboratoire, et je pense notamment à mes collègues de bureau, Laurent, Sing, Thomas et Teddy, ainsi qu'à mes (ex-) stagiaires et collaborateurs Samia, Raquel et Hakim ; à Ludovic, Victor, Simon, Jean-Sébastien, Olivier, Benjamin, la Jeff's team avec Pablo, Julien, Steven et Jean-François et l'équipe des vibreux au grand complet : merci à tous pour votre contribution à ce travail, les discussions philosophiques (ou pas !), la bonne ambiance de travail dans laquelle j'ai eu la chance de travailler et pour le plaisir de votre compagnie.

Je n'oublie pas non plus l'ensemble des techniciens des ateliers composite et mécanique de l'ISAE, que je suis souvent venus solliciter... et ils se reconnaîtront probablement tous !

Pour finir, je souhaite remercier ma famille et mes parents pour les valeurs qu'ils m'ont transmises et leur soutien tout au long de mes études.

Introduction

La protection du fuselage des avions à l'impact d'objets extérieurs comme de la glace, des débris moteur ou encore des oiseaux est une problématique actuelle. Plusieurs exemples récents peuvent être cités comme l'endommagement du nez d'un A340 de la compagnie Iberia en 2012 (Fig. 1- 1a) ou encore un cas d'éclatement moteur sur A380 (compagnie Quantas). Cet incident survenu en 2010 a été provoqué par l'explosion d'un disque de turbine, qui a occasionné la destruction du carénage du réacteur, la perforation de l'aile (Fig. 1- 1b) et l'endommagement du système d'approvisionnement en kérosène.

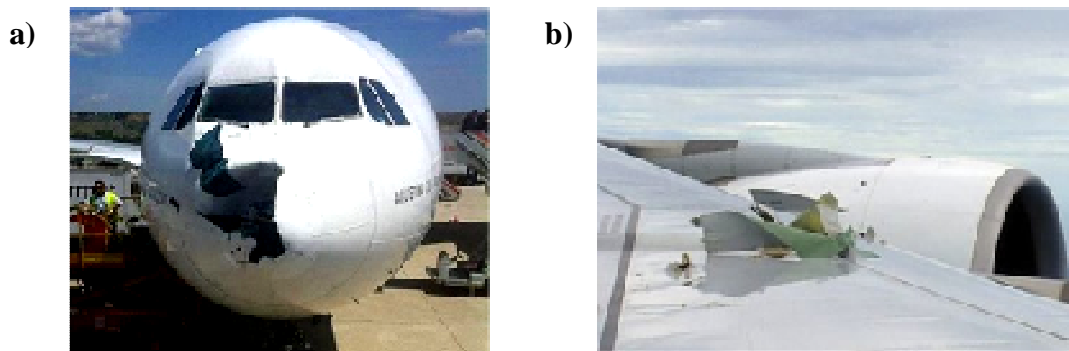


Fig. 1- 1: a) Impact oiseau sur A340 (Iberia) en 2012 ; b) Impact de débris moteurs sur A380 (Quantas) en 2010

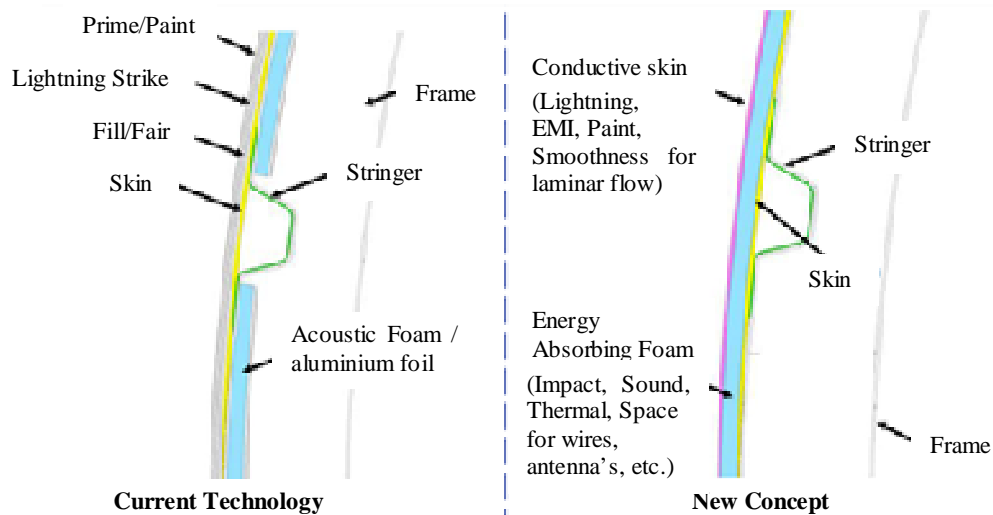


Fig. 1- 2: Solution actuelle de protection du fuselage et nouveau concept de protection [NASA, 2010]

Une étude amont de l'industrie aéronautique financée par la NASA et publiée en avril 2010 introduit un nouveau concept de fuselage présenté en Fig. 1- 2 [NASA, 2010]. Il consiste à intégrer une structure sandwich en tant que couche de protection extérieure, en remplacement de la structure stratifiée actuelle.

La peau avant doit remplir les fonctions de couche conductrice et aérodynamique tout en ayant une bonne résistance à la perforation. La structure de cœur sous-jacente a pour fonction d'absorber les impacts et de servir d'amortisseur acoustique. Quant à la peau arrière, elle sert de support au cœur et aux raidisseurs situés du côté de la structure à protéger. De manière générale, les structures sandwichs sont de plus en plus utilisées en tant que solutions de protection, et notamment dans le domaine aéronautique car elles présentent un bon rapport de rigidité sur masse. De plus, la capacité d'absorption d'énergie de certains cœurs en fait des structures à la fois légères et absorbantes au choc.

La thèse présentée ici s'inscrit dans le cadre du projet MANSART (Matériaux sANDwichS ARchiTecturés) qui a débuté en septembre 2009. Ce projet regroupe 7 partenaires de recherche (CIRIMAT, ENSAIT, ENSMP, ICA, MATEIS, ONERA, SIMAP) et 4 industriels (AIRBUS, ATECA, EADS IW et SMCI).

Son objectif est de développer des matériaux « sur mesure », définis sur la base de spécifications multifonctionnelles (mécaniques, thermiques et acoustiques). La structure sandwich est étudiée en particulier car elle apporte un large choix de matériaux et d'architectures possibles. L'étude et l'élaboration de matériaux architecturés (matériaux dont une dimension au moins est du même ordre de grandeur que la structure) pour le cœur du sandwich sont également abordées dans ce projet. Les objectifs sont de rechercher des solutions innovantes répondant à des cahiers des charges multifonctionnels : amortissement acoustique et impact, tenue en température, etc.

Parmi les problématiques proposées dans le cadre du projet, une application de bouclier de protection sur fuselage d'avion a été retenue. L'Open rotor est un concept envisagé pour l'A30X afin de réduire la consommation de carburant tout en conservant les vitesses et les performances des solutions standards. Le principe consiste à positionner le turboréacteur en dehors de la nacelle. Les inconvénients d'une telle solution sont le niveau de bruit généré et le risque d'impact augmenté en cas de rupture des pales.

Afin de protéger la queue de l'avion, l'ajout de panneaux de protection est envisagé (dimensions de 600×600 mm). Parmi les fonctionnalités identifiées, le panneau doit résister à l'impact de glace et assurer un amortissement vibro-acoustique. Cet amortissement est assuré par la présence d'un espace de 50 mm présent entre la structure à protéger et le panneau de protection (cf. Fig. 1-3). Le panneau doit pouvoir résister à un impact de 2.5 kJ, ce qui correspond à la projection de projectiles de 70 g lancés à environ 270 m/s.

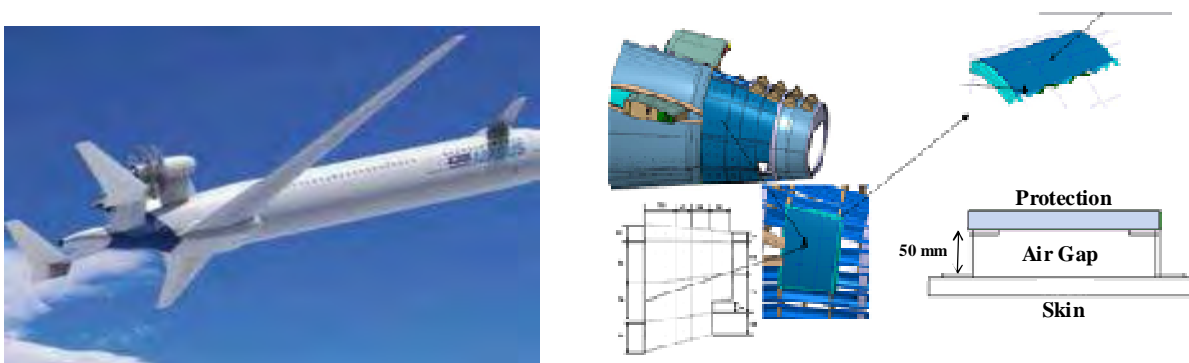


Fig. 1-3: Principe de l'Open Rotor, localisation et volume dédié pour le bouclier de la partie arrière de l'A30X

Pour cette étude et sur la base du cahier des charges décrit précédemment, on se focalisera sur des impacts frontaux de projectiles durs. Cependant, les moyens d'essais disponibles au laboratoire au début de cette thèse, n'ont pas permis d'atteindre les vitesses et énergies d'impact spécifiées par le cahier des charges. Ainsi, les essais ont été réalisés en fonction des capacités maximales de l'installation, soit une vitesse de 120 m/s, ce qui correspond à une énergie d'impact d'environ 1 kJ.

Cette étude fait le choix de se focaliser sur la structure de blindage plutôt que sur les paramètres propres à l'impact. Ainsi, différents assemblages de structures sandwiches seront testés et comparés pour des conditions d'essais données : projectile et conditions limites fixés pour l'ensemble de l'étude. Les objectifs de ce travail sont multiples :

1. Identifier des solutions de protection potentielles à l'impact. Pour ce faire, un aperçu de la littérature et un certain nombre d'essais expérimentaux ont été effectués. Les structures sandwiches sont pressenties en tant qu'architecture de blindage, elles seront donc majoritairement étudiées ici.
2. Associer les performances à l'impact des structures testées aux propriétés matériaux et aux choix de structure. Dans le cas des structures sandwiches, cet objectif consiste en particulier à identifier le rôle des peaux avant, arrière et du cœur, ainsi que des éventuels effets de structure ou des couplages. Pour cela, une étude expérimentale et numérique des structures qui semblent prometteuses sera effectuée.
3. Sélectionner les solutions optimales en fonction de certains critères choisis. Le premier critère correspond naturellement à la non perforation des structures, qui est une condition obligatoire de sélection. Un second critère consiste à assurer la bonne tenue des blindages à masse minimale (problématique de l'industrie aéronautique). Pour finir, les structures doivent être résistantes à déformation arrière minimale afin de protéger la structure de l'avion compte tenu de place allouée au blindage (cf. Fig. 1- 3).

Pour ce faire, la présente étude se décomposera en cinq parties distinctes. Pour commencer, un aperçu de la littérature sera proposé afin d'effectuer une synthèse des études et résultats d'impact disponibles à ce jour.

Les quatre chapitres suivants se répartissent en fonction des différents groupes de structures testées. Tout d'abord, on abordera le comportement à l'impact de plaques aluminium. Par la suite, les résultats de cette étude permettront de s'intéresser au comportement de sandwichs tout aluminium, c'est-à-dire composés des plaques aluminium testées précédemment, associées à un cœur en nid d'abeille aluminium.

Dans un quatrième chapitre, on abordera les résultats d'impact obtenus avec une peau avant composite et un cœur en nid d'abeille aluminium. Pour finir, une étude propre au cœur et aux couplages peaux-cœur sera proposée. Elle regroupe à la fois les sandwichs avec peau avant en aluminium et en composite et propose une synthèse et une comparaison de ces structures sur la base des critères identifiés précédemment.

Sommaire

CHAPITRE I : COMPORTEMENT DE STRUCTURES A L'IMPACT	9
1. GENERALITES	11
1.1 CATEGORIES D'IMPACT	11
1.2 INSTRUMENTATION EN IMPACT A HAUTE VITESSE	13
2. ETUDES EXPERIMENTALES ET NUMERIQUES D'IMPACT SUR MATERIAUX METALLIQUES	15
2.1 MODES DE RUPTURE ET FORME DU PROJECTILE	15
2.2 INFLUENCE DU MATERIAU, DE L'EPaisseur ET DE LA STRATIFICATION	16
2.2.1 Influence des propriétés matériau sur les performances à l'impact	16
2.2.2 Effet de la stratification à épaisseur et matériaux fixés	17
2.2.3 Effet de la stratification avec couches d'épaisseurs et de matériaux différents	19
2.3 MODELES NUMERIQUES DEVELOPPES POUR MATERIAUX METALLIQUES	20
2.3.1 Loi d'écoulement et dépendances observées	20
2.3.2 Modèle de rupture	22
2.4 CONCLUSIONS	26
3. ETUDES EXPERIMENTALES ET NUMERIQUES SUR STRUCTURES SANDWICHES	27
3.1 MODES D'ENDOMMAGEMENT SUR STRUCTURES SANDWICHES	27
3.2 CAS PARTICULIER DU NID D'ABEILLE ALUMINIUM UTILISE EN TANT QUE CŒUR DE SANDWICH	30
3.2.1 Etude de caractérisation dynamique du nid d'abeille aluminium	30
3.2.2 Impact sur structures sandwiches avec nid d'abeille aluminium	34
3.2.3 Conclusion	37
3.3 ETUDE DE DIFFERENTS COUPLAGES PEAUX-CŒUR	38
3.3.1 Cœurs métalliques architecturés associés à des peaux métalliques	38
3.3.2 Etude de sandwichs avec cœurs classiques : mousses et nid d'abeille Nomex	41
3.3.3 Etude de structures sandwiches avec d'autres types de cœur	45
3.4 CONCLUSIONS	50
4. ETUDES EXPERIMENTALES ET NUMERIQUES SUR TISSUS SECS	51
4.1 REPOSE DES TISSUS A L'IMPACT	51
4.2 ETUDE D'INFLUENCE DE CERTAINS PARAMETRES SUR LE COMPORTEMENT DES TISSUS	52
4.2.1 Paramètres de l'essai	52
4.2.2 Paramètres propres au tissu	54
4.3 CARACTERISATION QUASI-STATIQUE DES TISSUS SECS	56
4.4 MODELISATION NUMERIQUE DES TISSUS A L'IMPACT	59
4.4.1 Présentation des différentes approches numériques	59
4.4.2 Mécanismes de dissipation d'énergie dans les tissus et cas particulier du frottement	63
4.4.3 Etude sur les assemblages de plusieurs plis de tissus	65
4.5 CONCLUSIONS	67
5. CONCLUSION GENERALE	68
 CHAPITRE II : ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE L'IMPACT SUR PLAQUES ALUMINIUM	 71
1. PRESENTATION GENERALE DES ESSAIS D'IMPACT	73
1.1 PARAMETRES D'ESSAI	73
1.2 INSTRUMENTATION IN SITU ET METHODES DE DETECTION DU PROJECTILE	74
1.3 MESURES APRES IMPACT	77
1.4 MATERIAUX ET NOTATION CHOISIES	77
2. PLAQUES ALUMINIUM TESTEES A L'IMPACT	80
2.1 CONFIGURATIONS TESTEES ET PARAMETRES ETUDIES	80
2.2 CARACTERISATION QUASI-STATIQUE DES PLAQUES ALUMINIUM	80
2.3 RESULTATS D'IMPACT EXPERIMENTAUX	82
2.3.1 Effet de l'épaisseur totale des plaques	84
2.3.2 Effet de la taille d'échantillon	85
2.3.3 Effet de la stratification	86
2.3.4 Effet de l'alliage d'aluminium	89
2.3.5 Conclusions	89
3. MODELISATION NUMERIQUE DU COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES ALUMINIUM	90
3.1 DESCRIPTION DU MODELE NUMERIQUE D'IMPACT	90
3.1.1 Modèle d'écoulement	90
3.1.2 Modèle de rupture de Johnson Cook	91
3.1.3 Modèle géométrique	95
3.1.4 Evaluation numérique de l'échauffement thermique au cours de l'impact	96

3.2	COMPARAISON DES RESULTATS NUMERIQUES ET EXPERIMENTAUX	97
3.2.1	Prédiction de rupture	97
3.2.2	Evolution de la vitesse du projectile	99
3.2.3	Profils de déformations résiduelles	100
3.3	ANALYSE DES RESULTATS DE SIMULATION NUMERIQUE	101
3.3.1	Scénario d'impact proposé sur la base des simulations	101
3.3.2	Répartition des énergies	104
3.4	LIMITES DU MODELE NUMERIQUE	106
4.	PISTES D'AMELIORATION DES STRUCTURES	108
4.1	PARAMETRES MATERIAU CLES ET CHOIX DE CONFIGURATIONS JUDICIEUX	109
4.2	PISTES D'AMELIORATION DES STRUCTURES – EFFET DE STRATIFICATION	111
5.	CONCLUSION GENERALE	114
5.1	SYNTHESE DES RESULTATS.....	114
5.2	PERSPECTIVES ET CHOIX POUR LA SUITE DE L'ETUDE.....	115
5.3	CONFIGURATION DE REFERENCE CHOISIE POUR LA SUITE DE L'ETUDE.....	116

CHAPITRE III : ETUDE DE STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM A L'IMPACT 119

1.	ESSAIS D'IMPACT SUR STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM	121
1.1	CARACTERISATION DU NID D'ABEILLE ALUMINIUM UTILISE EN CŒUR DE SANDWICH	121
1.1.1	Description du nid d'abeille	121
1.1.2	Essais de caractérisation en compression	122
1.2	STRUCTURES SANDWICHES TESTEES A L'IMPACT	124
1.2.1	Description des structures testées	124
1.2.2	Résultats expérimentaux et mécanismes d'endommagement observés	125
1.2.3	Influence de l'épaisseur du cœur	128
1.2.4	Influence de la taille d'éprouvette et de l'épaisseur des peaux choisies	130
1.3	CONCLUSION DE L'ETUDE EXPERIMENTALE.....	132
2.	MODELISATION NUMERIQUE DE SANDWICHES ALUMINIUM	132
2.1	DESCRIPTION DU MODELE SIMPLIFIE DE NID D'ABEILLE	133
2.1.1	Loi de comportement du nid d'abeille	133
2.1.2	Modèle géométrique	135
2.2	RESULTATS OBTENUS AVEC LE MODELE SIMPLIFIE	136
2.3	MODELE AVEC PRISE EN COMPTE DE LA VITESSE DE COMPRESSION	139
2.3.1	Compression d'une cellule de nid d'abeille – modèle mésoscopique	139
2.3.2	Résultats du modèle mésoscopique	141
2.3.3	Validation expérimentale des effets de compression dynamique	144
2.3.4	Conclusion	148
2.4	DESCRIPTION ET VALIDATION DU MODELE NUMERIQUE MACROSCOPIQUE	148
2.4.1	Passage du modèle mésoscopique au modèle macroscopique	149
2.4.2	Synthèse des résultats numériques obtenus	149
2.4.3	Comparaison des résultats sur les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$	150
2.4.4	Conclusions	155
2.5	CONFRONTATION DES RESULTATS EXPERIMENTAUX ET NUMERIQUES ET DISCUSSION	155
3.	PISTES DE CHOIX DE STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM	158
3.1	INFLUENCE DE LA TAILLE DE CELLULE DU NID D'ABEILLE	158
3.2	ETUDE DE DIFFERENTES GEOMETRIES DE SANDWICH.....	162
4.	CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES	165

CHAPITRE IV : ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE SANDWICHES AVEC PEAU AVANT COMPOSITE 169

1.	ETUDE EXPERIMENTALE D'IMPACT SUR SANDWICHES A PEAU AVANT COMPOSITE	171
1.1	GENERALITES SUR LES TISSUS	171
1.1.1	Caractéristiques des tissus utilisés	171
1.1.2	Conditions d'essai sur tissus secs	173
1.2	DESCRIPTION DES PEAUX COMPOSITES ET DES SANDWICHES TESTES	175
1.3	RESULTATS D'IMPACT.....	177
1.3.1	Influence de la résine	179
1.3.2	Influence de la nature de la fibre et du tissage	180
1.3.3	Influence du nombre de plis.....	184
1.3.4	Influence de la couture.....	187
1.3.5	Conclusions des résultats d'essai pour les configurations de 200 mm de côté	189
1.3.6	Influence de la dimension d'éprouvette	190
1.4	ETUDE EXPERIMENTALE DE SANDWICHES A PEAU AVANT INTERLOCK.....	194
1.4.1	Présentation des structures interlock	194

1.4.2	Description des structures sandwichs testées	196
1.4.3	Résultats d'essais	197
1.4.4	Conclusions	200
1.5	CONCLUSION DE L'ÉTUDE EXPERIMENTALE.....	200
2.	CARACTERISATION ET MODELISATION DES TISSUS SECS	201
2.1	DESCRIPTION DU MODELE NUMERIQUE	203
2.1.1	Echelle de modélisation et hypothèses	203
2.1.2	Modèle géométrique du fil	204
2.1.3	Modèle matériau	206
2.1.4	Description de l'étape numérique dite de mise en pli	209
2.2	CARACTERISATION EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DES TISSUS SECS.....	210
2.2.1	Essai d'arrachage quasi-statique	211
2.2.2	Modèle numérique d'arrachage	213
2.2.3	Limitations du modèle et perspectives	218
2.3	ESSAI D'ARRACHAGE DYNAMIQUE	221
2.3.1	Montage expérimental	221
2.3.2	Modèle numérique	224
2.3.3	Conclusions et perspectives de l'étude numérique	232
3.	CONCLUSION	234

CHAPITRE V : ETUDE DE NOUVELLES ARCHITECTURES DE SANDWICH – INFLUENCE DU CŒUR ET DU COUPLAGE CŒUR-PEAUX237

1.	PRESENTATION DES STRUCTURES DE CŒUR TESTEES A L'IMPACT	239
1.1	METHODES DE FABRICATION ET CARACTERISTIQUES DES CŒURS ARCHITECTURES	239
1.2	CARACTERISTIQUES MECANQUES DES STRUCTURES TESTEES	242
2.	INFLUENCE DU CŒUR SUR DES SANDWICHS A PEAU ALUMINIUM	244
2.1	PRESENTATION DES ECHANTILLONS TESTES	244
2.2	SYNTHESE DES RESULTATS D'IMPACT	245
2.2.1	Comportement des cœurs métalliques : ULSAP et tôle pliée	247
2.2.2	Comportement des cœurs en fibres aramides enchevêtrées	249
2.2.3	Comportement des cœurs non-tissés	250
2.3	ANALYSE DES RESULTATS	252
2.4	CONCLUSIONS	255
3.	INFLUENCE DU CŒUR SUR LES SANDWICHS A PEAU COMPOSITE	255
3.1	PRESENTATION DES ECHANTILLONS TESTES	255
3.2	SYNTHESE DES RESULTATS D'IMPACT	257
3.2.1	Structures sandwichs avec cœurs en mousse polyuréthane	259
3.2.2	Structures sandwichs avec cœurs en nid d'abeille Nomex	263
3.2.3	Structures sandwichs avec d'autres types de cœur	264
3.3	ANALYSES ET CONCLUSIONS DE L'ÉTUDE	265
4.	SYNTHESE DES RESULTATS EXPERIMENTAUX ET COMPARAISON DES STRUCTURES	267
4.1	EVALUATION DES STRUCTURES SUR LA BASE D'UNE ENERGIE MASSIQUE	268
4.2	AFFINAGE DES STRUCTURES SELECTIONNEES SUR LA BASE D'UNE ENERGIE RAPPORTEE A L'INDENTATION	269
5.	CONCLUSION	273

CONCLUSIONS DE L'ÉTUDE277

TABLE DES FIGURES285

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES292

CHAPITRE I

Comportement de structures à l'impact

12/12/2012 10:45

1. Titre pour figure

Ce chapitre regroupe un certain nombre d'études d'impact expérimentales et numériques disponibles dans la littérature. Son objectif consiste à établir un état de l'art relatif aux problématiques de protection à l'impact. Il s'agit également d'évaluer les performances des structures testées et les paramètres clés intervenant dans la résistance à l'impact.

Dans un premier temps, une présentation des différentes catégories d'impact et des moyens de mesure associés permettront de mieux situer le cadre de notre étude.

Les trois parties suivantes abordent le comportement à l'impact de différentes catégories de structures : matériaux métalliques, structures sandwiches et tissus secs. On peut noter que, globalement, cette répartition reprend les grands thèmes des chapitres.

Concernant l'impact sur les plaques métalliques, on s'intéressera en particulier à l'influence des paramètres d'essai et aux choix de structure (alliage, épaisseur, stratification). Les modèles numériques développés dans la littérature seront également présentés.

L'étude de structures sandwiches à l'impact est un sujet relativement vaste, de par le large choix d'association peaux-cœur rencontré dans la littérature. Ainsi, cette section s'est focalisée en particulier sur les structures de cœur les plus courantes : nids d'abeille aluminium et Nomex, ainsi que les mousses. Ces cœurs sont généralement couplés avec des peaux composites ou métalliques. Cependant, afin d'ouvrir l'étude à des choix de configurations plus originales, un aperçu des matériaux et structures architecturés développés dans la littérature sera présenté. La plupart de ces structures sont pressenties en tant que cœur de sandwich ou pour des applications d'impact.

Pour finir, l'étude de sandwichs à peaux composites non résinées sera abordée. Elle décrira les approches expérimentales et numériques sur tissus secs, qui proposées dans le cadre d'études balistiques. L'influence des propriétés du tissu, du mode de tissage (structures 2D ou 3D) ainsi que des paramètres d'essai sur les performances à l'impact sera évaluée.

Sommaire

CHAPITRE I : COMPORTEMENT DE STRUCTURES A L'IMPACT	9
1. GENERALITES	11
1.1 CATEGORIES D'IMPACT	11
1.2 INSTRUMENTATION EN IMPACT A HAUTE VITESSE	13
2. ETUDES EXPERIMENTALES ET NUMERIQUES D'IMPACT SUR MATERIAUX METALLIQUES	15
2.1 MODES DE RUPTURE ET FORME DU PROJECTILE.....	15
2.2 INFLUENCE DU MATERIAU, DE L'EPAISSEUR ET DE LA STRATIFICATION	16
2.2.1 Influence des propriétés matériau sur les performances à l'impact	16
2.2.2 Effet de la stratification à épaisseur et matériaux fixés	17
2.2.3 Effet de la stratification avec couches d'épaisseurs et de matériaux différents	19
2.3 MODELES NUMERIQUES DEVELOPPES POUR MATERIAUX METALLIQUES	20
2.3.1 Loi d'écoulement et dépendances observées	20
2.3.2 Modèle de rupture	22
2.4 CONCLUSIONS	26
3. ETUDES EXPERIMENTALES ET NUMERIQUES SUR STRUCTURES SANDWICHES.....	27
3.1 MODES D'ENDOMMAGEMENT SUR STRUCTURES SANDWICHES.....	27
3.2 CAS PARTICULIER DU NID D'ABEILLE ALUMINIUM UTILISE EN TANT QUE CŒUR DE SANDWICH.....	30
3.2.1 Etude de caractérisation dynamique du nid d'abeille aluminium	30
3.2.2 Impact sur structures sandwiches avec nid d'abeille aluminium	34
3.2.3 Conclusion	37
3.3 ETUDE DE DIFFERENTS COUPLAGES PEAUX-CŒUR	38
3.3.1 Cœurs métalliques architecturés associés à des peaux métalliques	38
3.3.2 Etude de sandwichs avec cœurs classiques : mousses et nid d'abeille Nomex	41
3.3.3 Etude de structures sandwiches avec d'autres types de cœur	45
3.4 CONCLUSIONS.....	50
4. ETUDES EXPERIMENTALES ET NUMERIQUES SUR TISSUS SECS	51
4.1 REPONSE DES TISSUS A L'IMPACT.....	51
4.2 ETUDE D'INFLUENCE DE CERTAINS PARAMETRES SUR LE COMPORTEMENT DES TISSUS.....	52
4.2.1 Paramètres de l'essai	52
4.2.2 Paramètres propres au tissu	54
4.3 CARACTERISATION QUASI-STATIQUE DES TISSUS SECS	56
4.4 MODELISATION NUMERIQUE DES TISSUS A L'IMPACT	59
4.4.1 Présentation des différentes approches numériques	59
4.4.2 Mécanismes de dissipation d'énergie dans les tissus et cas particulier du frottement	63
4.4.3 Etude sur les assemblages de plusieurs plis de tissus	65
4.5 CONCLUSIONS	67
5. CONCLUSION GENERALE	68

1. Généralités

1.1 Catégories d'impact

Il existe différentes catégories d'impact correspondant à des applications et contextes bien distincts. Elles sont répertoriées par ordre de vitesse croissante dans le Tab.1- 1.

Catégorie	Vitesse [m/s]	Masse [g]	Energie d'impact [J]	Domaine d'application	Banc de test utilisé
Basse vitesse	< 10	50-30000	1-200	Transports	Poids tombant
Vitesse modérée	50-200	1-200	1- 4000	Transports	Canon, barres d'Hopkinson
Haute vitesse	200-500	5-500	100-20000	Transports	Canon, barres d'Hopkinson
Balistique	200-600	5-20	100-500	Protection militaire	Stand de tir, canon
Très hautes vitesses	1000-5000	0.001	Env. 100	Aérospatiale	Canon

Tab.1- 1: Description des différentes catégories d'impact identifiées dans la littérature

Les impacts à basse vitesse sont caractérisés par des vitesses inférieures à 10 m/s mais par des masses intermédiaires voire élevées : de 50 g jusqu'à 30 kg selon les applications (chute d'objets pendant la fabrication, comportement du plancher des bus, etc. [DAVID-WEST, 2008], [SHIN, 2008]). Les structures sont généralement endommagées en compression sous le projectile et en flexion locale (Fig. 1- 4a).

Les impacts à très haute vitesse sont étudiés dans le cadre de protections de satellites ou lanceurs contre des débris spatiaux de très faible masse (quelques milligrammes) mais pouvant atteindre des vitesses de plusieurs kilomètres par seconde [LAMBERT, 2001], [SCHONBERG, 2010].

Les impacts à haute vitesse et impacts balistiques se situent dans des domaines de vitesse proches. On peut considérer les impacts balistiques comme un sous-domaine des impacts à hautes vitesses. Ils sont étudiés dans le cadre d'applications militaires et font l'objet de normes spécifiques (normes européennes EN 1522 ou standards américains NIJ). Ces normes imposent notamment la tenue de la structure après l'impact de plusieurs balles. Les différentes catégories de balles et leurs propriétés respectives y sont clairement définies : diamètre du projectile, forme, longueur, masse, etc. De manière générale, la masse des balles peut atteindre quelques grammes, ce qui donne des énergies d'impact plutôt modérées.

Dans les impacts à haute vitesse, les applications ne se limitent pas au domaine militaire et les choix des paramètres du projectile sont plus variés. Ainsi, les endommagements observés pour ce type d'impact apparaissent lors de la propagation des premières ondes de compression dans l'épaisseur, alors que la mise en mouvement globale de la structure n'est pas encore observée (cf. Fig. 1- 4c). Ainsi, pour un impact balistique, on observe fréquemment la formation de cônes de rupture se détachant du reste de la plaque.

Parfois, le terme « haute vitesse » est associé à une perforation complète des structures et le terme de basses vitesses concerne les structures non perforées [ABRATE, 1998]. Cette définition n'est pas rigoureusement exacte puisque des structures peuvent être perforées en impact à basse vitesse par exemple. Abrate [ABRATE, 1998] souligne qu'il existe une autre définition possible : le domaine de basses vitesses est valable lorsque la propagation des ondes dans l'épaisseur ne joue pas de rôle sur la tenue de la structure. Plus précisément, lorsque le projectile entre en contact avec la cible, des ondes de compression, de cisaillement et des ondes de Rayleigh (ondes de surface) se propagent. Après plusieurs allers-retours dans l'épaisseur, le mouvement de la structure s'initie. Les impacts pour lesquels l'endommagement est introduit après le mouvement de la structure est considéré comme un impact à basse vitesse.

Le domaine des impacts à vitesse modérée se déduit naturellement des catégories basse et haute vitesse, bien qu'il ne soit rarement identifié comme tel dans la littérature. Quelques auteurs identifient clairement ce domaine de vitesses intermédiaires ou modérées : [BARTUS, 2005], [VENKATANARAYANAN, 2011] et [SUTCLIFFE, 2012]. Cependant, assez peu d'études portent spécifiquement sur ce domaine bien que certaines identifiées en tant qu'études en haute vitesse traitent à la fois les vitesses hautes et modérées : [GOLDSMITH, 1997], [DEAN, 2008], [BUITRAGO, 2010], etc.

On peut noter que pour des impacts à vitesses modérées, l'endommagement dans le cas de structures minces est un mode intermédiaire entre la flexion et l'endommagement local en cisaillement transverse (cf. Fig. 1- 4b).

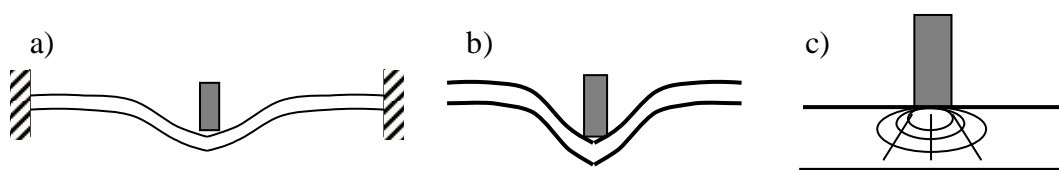


Fig. 1- 4: Classification des régimes d'impact : a) Impact basse vitesse ; b) Impact à vitesse modérée ; c) Impact balistique / à haute vitesse [HOO FATT, 2010]

Quelques solutions de blindage évoquées dans la littérature sont données à titre d'exemple pour chaque catégorie d'impact citée :

- ♦ **Impacts à basse vitesse** : matériaux composites résinés en majorité stratifiés carbone/époxy, Kevlar/époxy, verre/époxy ou structures sandwiches avec peaux en stratifiés composites et cœurs de type nid d'abeille aluminium [DAVID-WEST, 2008], Nomex ou mousses [SHIN, 2008], ou encore en assemblage de sphères creuses [RAHME, 2012].

- ♦ **Impacts à vitesse modérée** : plaques métalliques ([CORRAN, 1983], [IQBAL, 2008], etc.), sandwichs en peaux aluminium (< 3.5 mm) et nid d'abeille aluminium [GOLDSMITH, 1997], sandwichs avec peaux composites stratifiés carbone/époxy et cœur en nid d'abeille aluminium [BUIRAGO, 2010] ou encore cœur en nid d'abeille rempli de mousse [CHRISTOPHERSON, 2005], sandwichs avec peaux composites (carbone) et cœur de type structure 3D réalisé à partir de stratifiés carbone ou Kevlar/époxy [HEIMBS, 2010], sandwichs avec peaux acier et cœur en fibres métalliques enchevêtrées [DEAN, 2008], etc.
- ♦ **Impacts à haute vitesse** : stratifications à base de composite verre, carbone, d'une couche céramique et d'un composite aramide avec résine thermoplastique [HORSFALL, 2000], sandwich avec peaux acier et cœur à base de différentes variantes de structures 3D pyramidales en acier [YUNGWIRTH, 2008].
- ♦ **Impacts balistiques** : plaques métalliques ([DEY, 2007], [TENG, 2008]), superposition de tissus cousus avec fibres aramides ([AHMAD, 2007], [KARAHAN, 2007], etc.) ou fibres PBO [NAIK, 2009], structures en Interlock 3D [LEFEBVRE, 2009], stratification à base d'une couche en matériau céramique à l'avant et d'interlock 3D résiné à l'arrière [BOUSSU, 2007], etc.
- ♦ **Impacts à très haute vitesse** : sandwichs avec peaux et nid d'abeille aluminium [SCHONBERG, 2010], avec parfois des couches isolantes type MLI (Multi Layered Insulation) [LAMBERT, 2001].

On peut ainsi constater que l'impact recouvre un large domaine de vitesses et de types de structures. La présente étude s'intéresse en particulier aux impacts à vitesse modérée sur des structures minces (< 35 mm d'épaisseur). Ainsi, dans la mesure du possible, l'étude bibliographique qui suit se restreindra à ce domaine de vitesse.

1.2 Instrumentation en impact à haute vitesse

Plusieurs problématiques se posent par rapport à l'instrumentation d'essais dynamiques, notamment au niveau de la mesure de vitesse et d'effort. En effet, contrairement aux impacts à basse vitesse où l'instrumentation d'un poids tombant avec un capteur d'effort est relativement aisée, l'instrumentation des impacts à moyenne et haute vitesse reste délicate.

Les essais d'impact sont généralement instrumentés afin d'effectuer les mesures suivantes :

- ♦ Pendant l'impact : déplacement, vitesse et effort au niveau du projectile. Les courbes d'effort en fonction du déplacement fournissent des indications sur le scénario d'impact, l'initiation et la propagation de rupture
- ♦ Post-traitement après impact : mesure de l'énergie absorbée à partir des mesures de vitesse initiale et finale du projectile. Parfois, l'indentation faite par le projectile sur une base calibrée permet de connaître l'énergie résiduelle du projectile après perforation de la cible.
- ♦ Mesures et observations sur éprouvettes après impact : présence de rupture, analyse des endommagements, profils résiduels, indentation maximale.

Pour des impacts à haute vitesse ou balistiques, l'évolution de la vitesse du projectile est généralement difficile à mesurer avec une bonne précision. Ainsi, la majorité des études concernées se contente des données de vitesse initiale et résiduelle, et les performances d'une cible sont généralement évaluées au travers de la vitesse limite balistique. Il s'agit d'une vitesse initiale statistique à laquelle on a 50% de chances de perforer un échantillon. Cette mesure permet de tenir compte de la dispersion des résultats d'essais, imputables à des variations au niveau de l'essai (dispersion au niveau des vitesses, mauvais alignement,...) et de la cible (présence de défauts locaux).

La connaissance des efforts d'impact donne des indications intéressantes sur le comportement des structures et les scénarios d'endommagement (apparition des ruptures, etc.). Cependant, les efforts sont rarement fournis dans les études dynamiques ; quand c'est le cas, ils sont généralement obtenus soit à partir de la mesure de décélération du projectile, soit directement par un capteur d'effort. Il existe des solutions d'instrumentation dites « on board » où le capteur est directement intégré au projectile mais cette méthode présente certaines limitations : filtrage des vibrations propres au projectile, limitation de la vitesse d'impact (au-delà de laquelle le fil de mesure est susceptible de rompre), ajout de masse important sur le projectile, etc.

En ce qui concerne les méthodes optiques de détection et de suivi, certains capteurs optiques ou chronographes donnent accès à des mesures d'états instantanés ([PROSSER, 1973], [TAYLOR, 1990]). Ils permettent de connaître la vitesse d'un objet à partir de la distance connue entre 2 capteurs. Pour cela, on utilise usuellement des LED, faisceaux laser ou des fils fins. Cependant, pour ces techniques, la précision spatiale et temporelle est souvent le point limitatif principal.

Les méthodes de détection et de mesure continues sont les plus fiables et performantes mais leur mise en œuvre reste parfois délicate ou trop restrictive. Un exemple de montage optique est donné en Fig. 1- 5 [STARRAT, 2000]. Il permet d'accéder à la mesure du déplacement et d'en déduire les évolutions de la vitesse et de l'accélération du projectile pour des vitesses d'impact de l'ordre de 300 m/s. Le principe est le suivant : un faisceau laser (1) est retravaillé à l'aide de collimateurs, de filtres et de lentilles (2-6) et orienté vers un capteur (7) relié à un oscilloscope (temps d'acquisition de 7 ns). Le déplacement du projectile est ainsi calculé à partir de la variation de l'intensité du faisceau mesuré par le capteur, intensité variant en fonction de l'avancée du projectile.

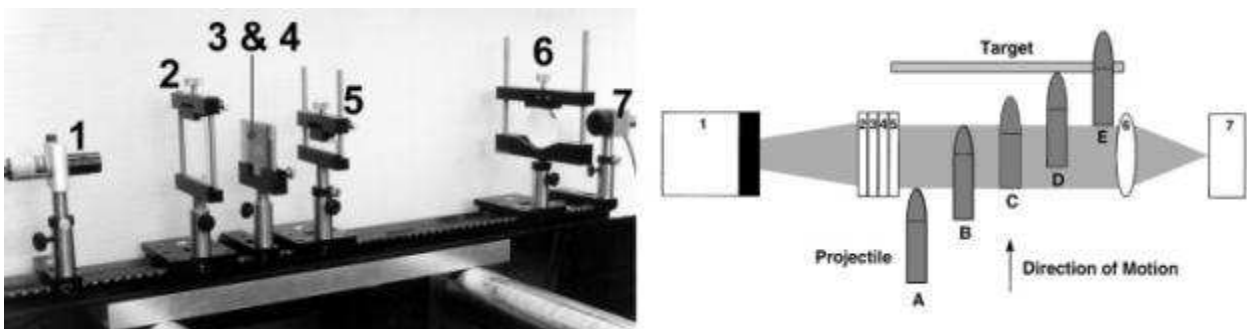


Fig. 1- 5: Montage optique de détection du projectile [STARRAT, 2000]

L'une des principales limitations de cette méthode est le champ de mesure réduit qui ne permet pas de suivre correctement un projectile court ou un impact avec des grandes déformations de la structure. Cependant, une caméra rapide peut être couplée avec cette méthode afin d'élargir son champ d'application.

Il est difficile de comparer les résultats d'impact de différentes études à cause de la grande variabilité des conditions expérimentales choisies par leurs auteurs : paramètres du projectile (vitesse, masse et forme), conditions limites, architecture des échantillons (stratifié, sandwich, structure monolithique...), matériaux, etc. Cependant, quelques grandes tendances de comportements et de modes de rupture peuvent être dégagées de la littérature. On se limitera dans cette étude bibliographique à l'étude de quelques structures qui semblent prometteuses pour notre application et qui sont présentées ci-après.

2. Etudes expérimentales et numériques d'impact sur matériaux métalliques

Les matériaux métalliques sont très largement employés dans des solutions de protection à l'impact. Leur comportement et mécanismes d'endommagements sont bien connus et les bases de données disponibles permettent d'alimenter facilement des modèles numériques. Plusieurs catégories de paramètres pouvant conditionner les performances à l'impact sont identifiées :

- ◆ Paramètres d'essai : forme et vitesse du projectile, etc.
- ◆ Configurations testées et géométries : stratification, épaisseurs
- ◆ Choix de matériaux : nuances choisies, combinaisons de matériaux, etc.

Ces trois aspects seront abordés dans les sections suivantes. En outre, un certain nombre de modèles et de résultats numériques disponibles dans la littérature seront également mentionnés.

2.1 Modes de rupture et forme du projectile

La forme du projectile joue un rôle important sur l'initiation et le faciès de rupture, ce qui influence de manière significative l'énergie absorbée et les performances à l'impact. De nombreuses études expérimentales et numériques comparent les résultats obtenus avec des projectiles plats, hémisphériques, pointus, coniques avec arrondi, etc. Deux paramètres sont à considérer, la forme du projectile et son diamètre.

Concernant la forme du projectile, des études sur plaques métalliques [BØRVIK(1), 2002], [BØRVIK(2), 2002], [GRYTEN, 2009], [GUPTA, 2007], [IQBAL, 2008], [TENG, 2008] rapportent des tendances similaires. Les projectiles plats sont les plus critiques car ils provoquent la formation de bandes de cisaillement sous le projectile, qui initient la rupture. Les projectiles coniques arrondis sont légèrement moins critiques et engendrent la formation d'une zone d'étirement puis une ouverture sous forme de pétales. Les projectiles hémisphériques sont de loin les plus favorables. On observe une déformation des plaques, suivie par un amincissement sous le projectile. Cela conduit à la formation et au détachement d'une partie circulaire, accompagnée de la formation de pétales. Tous ces endommagements sont visibles en Fig. 1- 6.

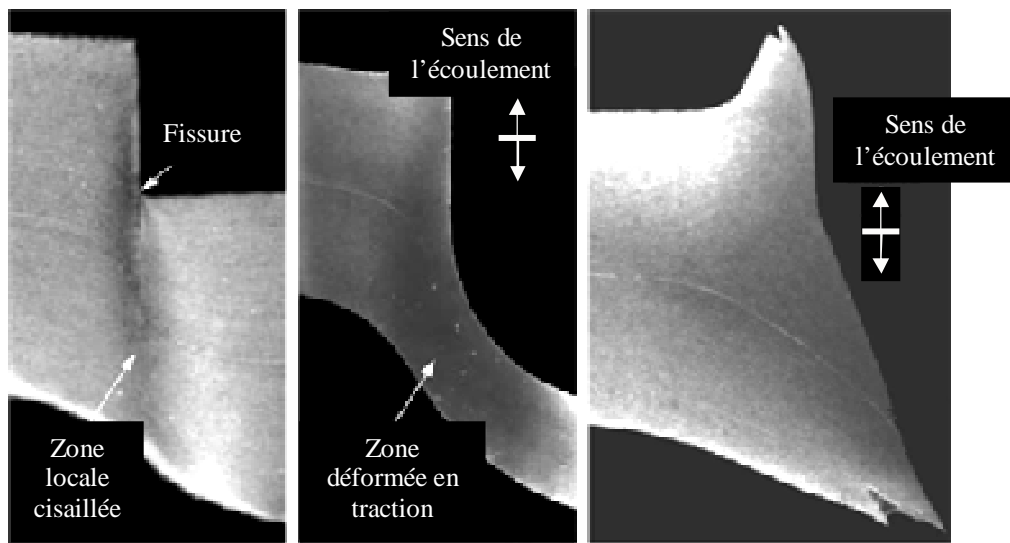


Fig. 1-6: Endommagements après impact de projectiles plats, hémisphériques et pointus [BØRVIK, 2001]

Ces mécanismes de rupture sont associés à une quantité d'énergie absorbée significative dans l'échantillon [GUPTA, 2007]. De la même manière, une étude menée par Corbett et al. [CORBETT, 1996] montre que la quantité d'énergie maximale absorbée par l'échantillon est obtenue lorsque le rayon du projectile est suffisamment grand pour modifier le mécanisme de rupture, passant d'une rupture en cisaillement à une rupture en traction.

Les tendances citées ci-dessus sont à relier avec l'épaisseur des éprouvettes testées. Par exemple, Gupta et al. [GUPTA, 2007] précise que le nombre de pétales formés augmente avec l'épaisseur de l'échantillon. Iqbal et al. [IQBAL, 2008] nuance les tendances évoquées en expliquant que les plaques épaisses (2 à 3 mm) ont une meilleure résistance à l'impact avec un projectile arrondi, tandis que des plaques fines (< 1.5 mm) résistent mieux avec un projectile plat. Enfin, une tendance globale soulignée par Prosser et al. et Lim et al. indique que l'effet de forme du projectile devient de moins en moins significatif avec l'épaisseur des cibles ([PROSSER, 2000], [LIM, 2002]).

2.2 Influence du matériau, de l'épaisseur et de la stratification

L'étude des performances à l'impact de structures métalliques est un sujet traité depuis longtemps dans la littérature, notamment sur le développement de modèles analytiques ou empiriques. Cependant, un certain nombre d'études très récentes apportent un complément de résultats, entre autres par le biais de simulations numériques.

2.2.1 Influence des propriétés matériau sur les performances à l'impact

On peut noter une certaine diversité de matériaux métalliques testés dans la littérature. Cinq familles de matériaux sont retrouvées de manière courante :

- ♦ Aluminium type 5000 avec notamment la nuance AA5083-H116 : [TUCKER, 2010], [GRYTTE, 2009], [CLAUSEN, 2004], [BØRVIK, 2004] et [BEN-DOR, 1999]
- ♦ Aluminium type 1000 avec le 1100-H12 : [IQBAL, 2010], [IQBAL, 2008] et [GUPTA, 2007]
- ♦ Aluminium type 2000 avec le 2024 couramment utilisé dans le domaine aéronautique : [HOO-FATT, 2003]
- ♦ Aluminium type 7000 avec le 7075 : [BØRVIK, 2004] et [BEN-DOR, 1999]
- ♦ Acier : Weldox 700 E ([DEY, 2007]) et Weldox 460 E : [IQBAL, 2010], [ARIAS, 2008], [TENG, 2008], [BØRVIK(2), 2002] et [BØRVIK, 2001]

Certains essais semblent indiquer que l'utilisation de matériaux ductiles est parfois avantageuse en termes de résistance à l'impact. C'est le cas notamment de Børvik et al. ou de Teng et al. (cf. Fig. 1- 8). Cela peut entre autres s'expliquer par le fait que les matériaux résistants sont généralement plus fragiles et cassent ainsi de manière plus prématurée. Des essais d'impact effectués sur des plaques aluminium de type AA5083-H116 et de type AA7075-T651 de 20 mm d'épaisseur ont montré des résultats bien distincts [BØRVIK, 2004]. Malgré le fait que le AA7075-T651 soit plus résistant avec une limite élastique atteignant plus du double de celle du 5086, sa limite balistique est de 20% inférieure. Ce résultat souligne le fait que le comportement ductile de certains aluminiums peut jouer un rôle significatif et améliorer les performances à l'impact.

2.2.2 Effet de la stratification à épaisseur et matériau fixés

Beaucoup d'auteurs se sont interrogés sur les avantages de la stratification par rapport à des solutions monolithiques : [CORBETT, 1996], [BEN-DOR, 1999], [PARK, 2005], [TENG, 2007], [DEY, 2007], [TENG, 2008], [IQBAL, 2008] et [IQBAL, 2010]. Cependant, ils s'accordent à dire que les bénéfices de la stratification ne sont pas clairement démontrés. Ceci est notamment attribué à la grande diversité de paramètres d'essais qui influencent les résultats : vitesse, masse et forme du projectile, épaisseur totale, matériau testé... Cependant, on peut dégager certaines lignes directrices. Un tableau récapitulatif permet de faire la synthèse de quelques résultats avec différentes configurations de stratifications (cf. Tab.1- 2).

Tout d'abord, on peut voir que l'intérêt de la stratification dépend de l'épaisseur des cibles, à la fois sur plaques aluminium et acier. Les plaques monolithiques en acier offrent de meilleurs résultats à faible épaisseur (moins de 3.5 mm) et sont moins bonnes que des solutions stratifiées à plus forte épaisseur (supérieure à 6 mm) [CORRAN, 1983]. Une tendance similaire peut être observée pour l'aluminium [IQBAL, 2008] : résultats identiques entre stratifiés et monolithique en dessous de 1.5 mm d'épaisseur totale et stratification bénéfique à partir de 1.5 mm ou 2.84 mm selon le projectile utilisé.

La forme du projectile joue un rôle également important. De manière générale, les plaques stratifiées sont supérieures ou équivalentes aux monolithiques pour des impacts avec un projectile plat. Par exemple, Teng et al. [TENG, 2007] ont montré que la résistance à la perforation de structures peut être améliorée en passant d'une structure monolithique à une structure bicouche (augmentation de 7 à 25 % de la vitesse balistique).

Auteurs	Configurations testées	Forme projectile	Vitesses [m/s]	Configuration optimale
[CORRAN, 1983]	acier < 3.5 mm	Plat et conique	50-250	Monolithique < 3.5 mm et stratifié > 6 mm. Meilleure résistance à la perforation quand la couche la moins épaisse est devant.
[DEY, 2007]	Weldox 700 E 12 mm, 2×6 mm collées et 2×6 mm espacées	Plat, conique	800 et 400	2×6 mm collées avec projectile plat (+50% Vitesse limite balistique) et 12 mm avec projectile conique (+10%)
[IQBAL, 2008]	1100-H12, 2 et 2×1 mm	Plat et hémisphérique	33-126	Résultats identiques
	1100-H12, 1.5 et 2×0.71 mm	Plat		Résultats identiques
	1100-H12, 1.5, 2×0.71 mm et 3×0.5 mm	Ogive		3×0.5 mm puis 1.5 puis 2×0.71 mm
	1100-H12, 2.84 et 4×0.71 mm	Plat		4×0.71 mm
	1100-H12, 2.5 mm et 5×0.5 mm	Ogive et hémisphérique		2.5 mm
[TENG, 2008]	Weldox 700 E (souple) et Domex 500 (dur) 12 mm et 2×6 mm sans colle	Plat et conique	400	Equivalent ou meilleur. Ordre matériau : ductile devant et couche dure derrière
			800	Equivalent ou meilleur. Ordres matériau indifférents
[IQBAL, 2010]	Weldox 700 E 12 mm et 2×6 mm	Conique et ogive	225-600	Résultats identiques
	1100-H12, 1 mm et 2×0.5 mm		45-150	Résultats identiques

Tab.1- 2: Synthèse de quelques résultats de la littérature

Dans le cas de projectiles coniques ou d'ogives, les résultats sont relativement similaires, voire à l'avantage des structures monolithiques (différence légère pour Dey et al. [DEY, 2007] et résultats équivalents pour Teng et al. et Iqbal et al. [TENG, 2008] et [IQBAL, 2010]).

Corran a montré que des plaques en acier stratifiées surpassent les plaques monolithiques si la configuration multicouche modifie la réponse globale des plaques, passant des mécanismes de flexion et de cisaillement à une réponse dominée par la traction et le comportement en membrane [CORRAN, 1983]. Or, on peut voir d'après la Fig. 1- 7 issue des travaux de Dey et al. [DEY, 2007] que ce changement de comportement est bien observé dans le cas d'un projectile plat. Par contre, pour un projectile de type ogive, les mécanismes d'endommagement sont similaires sur les cas monolithiques et stratifiés, ce qui peut expliquer que le cas monolithique soit meilleur.

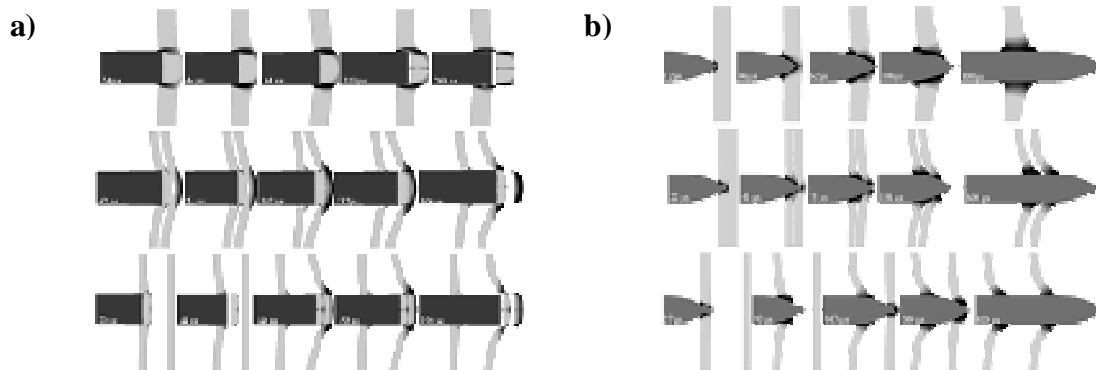


Fig. 1- 7: Séquences d'impact numériques sur plaques acier de 12 mm, 6 mm collées et 6 mm espacées [DEY, 2007] avec : a) projectile plat ; b) ogive

2.2.3 Effet de la stratification avec couches d'épaisseurs et de matériaux différents

L'idée de superposer des couches de différentes propriétés afin d'optimiser des structures de blindage est couramment évoquée. Pour des impacts balistiques ou à haute vitesse, la meilleure combinaison associe une couche de grande dureté à l'avant et une plus ductile à l'arrière. Ainsi, le projectile peut être fragmenté lors du choc avec la première couche, ce qui améliore l'énergie absorbée tout en diminuant l'indentation de la cible ([CORBETT, 1996], [JOHNSON, 1972], [SANGOY, 1988]).

Une étude réalisée par Teng et al. [TENG, 2008] permet d'évaluer les performances à l'impact de deux couches de 6 mm d'épais, soit en acier ductile Weldom 460 E, soit en acier à très hautes performances, le Domex Protect 500. La solution optimale parmi les 4 configurations possible est identifiée pour deux types de projectiles et deux vitesses d'impact (800 et 400 m/s). Les résultats sont synthétisés en Fig. 1- 8 dans le cas d'impact à 400 m/s : On note que dans le cas d'un projectile plat ou conique, l'assemblage d'une couche ductile à l'avant et rigide à l'arrière est la plus efficace par rapport à l'énergie cinétique absorbée. Le pire des cas correspond à la configuration inverse. Pour deux couches d'un même matériau, on retrouve le résultat évoqué par Børvik et al. [BØRVIK, 2004] selon lequel un matériau ductile donne de meilleurs résultats qu'un matériau à hautes performances, souvent plus fragile.

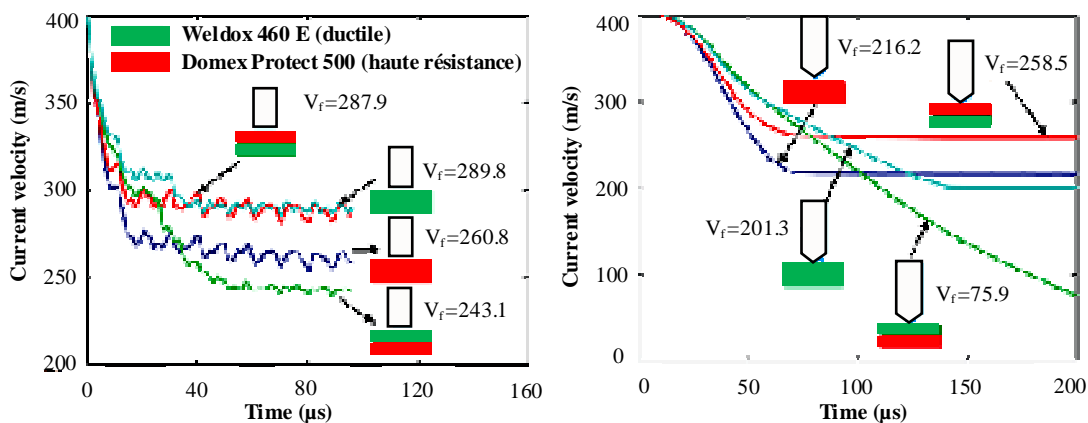


Fig. 1- 8: Vitesses résiduelles pour chaque assemblage possible. Impact avec projectile pointu et plat [TENG, 2008]

2.3 Modèles numériques développés pour matériaux métalliques

Plusieurs modèles de comportement et de rupture courants appliqués aux matériaux métalliques sont décrits dans les paragraphes suivants. L'adaptation de ces modèles en impact à hautes vitesses, ainsi que la calibration des paramètres de ces modèles seront abordés.

2.3.1 Loi d'écoulement et dépendances observées

Pour des matériaux métalliques ductiles comme les aluminiums et aciers, il est communément reporté que la contrainte d'écoulement évolue en fonction de divers paramètres : écoulement quasi-statique, vitesse de déformation et température. Parmi les modèles de comportement disponibles, le modèle de Johnson Cook [JOHNSON, 1985] est le plus couramment utilisé car il est relativement simple à calibrer. Beaucoup d'études l'intègrent dans des modèles d'impact sur plaques métalliques : [GUPTA, 2007], [TENG, 2007], [IQBAL, 2008], [GRYTEN, 2009(2)], [IQBAL, 2010]. Il s'exprime sous la forme suivante :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n)(1 + C \ln(\dot{p}^*)) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

Le terme p représente la déformation plastique, $\dot{p}^* = \dot{p}/\dot{p}_0$ est un ratio adimensionnel de la vitesse de déformation plastique où \dot{p}_0 est une vitesse de référence (fixée à $1s^{-1}$ dans cette étude). Le terme adimensionnel $T^* = (T - T_0)/(T_m - T_0)$ introduit la température ambiante T_0 et la température de fusion, T_m . Les coefficients A , B , C , n et m sont des paramètres matériaux qui peuvent être définis à partir d'essais de traction.

L'inconvénient de cette expression réside dans le fait qu'à faibles vitesses de déformation, le second terme tend vers l'infini négatif. Une modification a donc été proposée par Johnson [JOHNSON, 1985] et reprise par la suite par plusieurs auteurs ([CLAUSEN, 2004], [BORVIK, 2002(2)] et [DEY, 2007]) :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n)(1 + \dot{p}^*)^C (1 - T^{*m}) \quad (2)$$

Une étude menée par Clausen et al. [CLAUSEN, 2004] sur l'aluminium AA5083-H116 a permis de quantifier les effets de la température et de la vitesse de déformation sur la contrainte d'écoulement de cet alliage (cf. Fig. 1- 9).

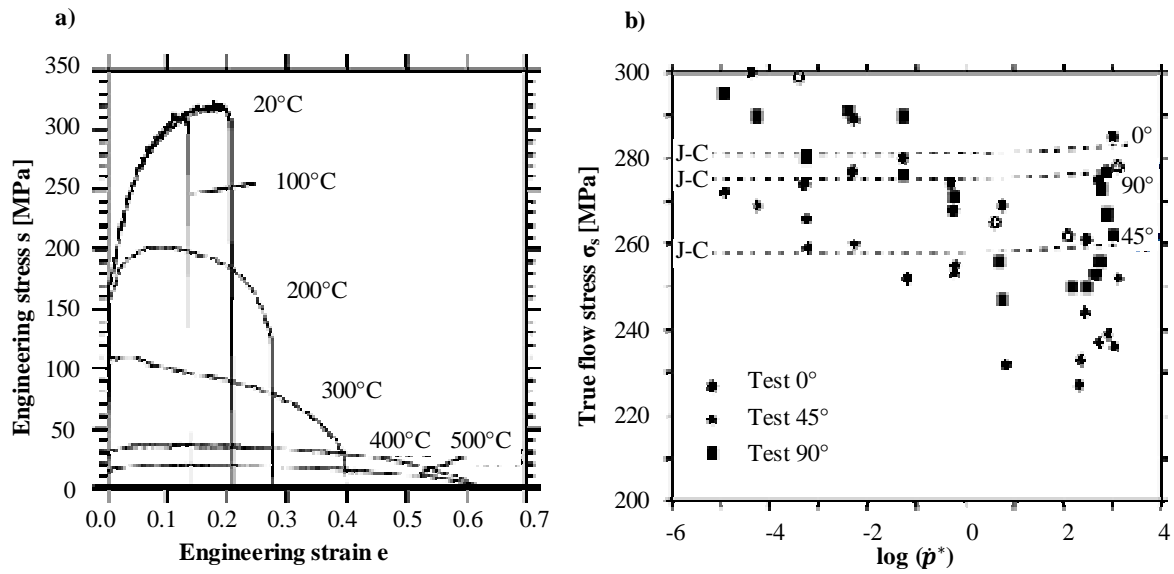


Fig. 1- 9: Evolution de la contrainte d'écoulement en fonction de : a) la température ; b) la vitesse de déformation [CLAUSEN, 2004]

On note que la contrainte d'écoulement diminue de manière significative avec l'augmentation de température. L'effet de la température apparaît entre 100 et 200 °C (Fig. 1- 9a). On note également que l'augmentation de la vitesse de déformation (entre 0.0001 et 100 s⁻¹) conduit à une diminution de la contrainte d'écoulement dans cette gamme (cf. Fig. 1- 9b). Au-delà de 100 s⁻¹, la contrainte d'écoulement retrouve un comportement attendu. On observe ainsi une augmentation des contraintes d'écoulement avec la vitesse de sollicitation. Cette tendance est caractéristique des aluminiums de la série 5XXX et s'explique par la diffusion à température ambiante des atomes de magnésium, mécanisme faisant obstacle au mouvement des dislocations. Le paramètre C étant défini positif dans l'expression (1), on ne peut pas représenter correctement cette tendance. Une valeur arbitraire positive proche de zéro a donc été choisie par défaut dans l'étude de Clausen et al. ($C = 0.001$, correspondant aux lignes pointillées).

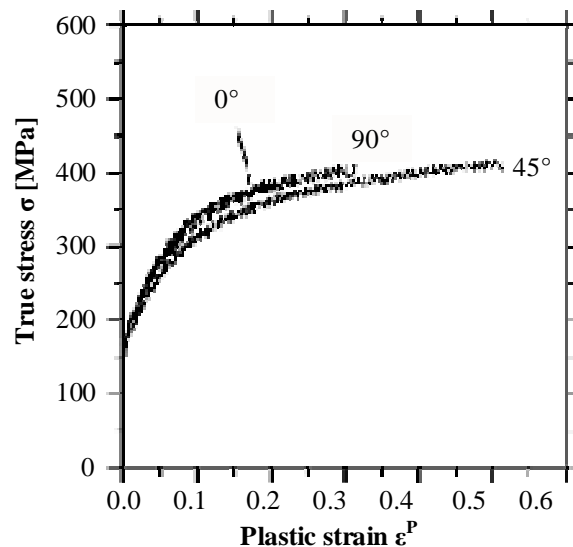


Fig. 1- 10: Essais de traction sur aluminium 5083-H116 dans différentes directions par rapport au laminage

L'étude souligne également une différence significative de comportement selon que l'on sollicite la direction de laminage (0°), sa perpendiculaire ou la direction à 45° . Les courbes de traction obtenues dans l'étude de Clausen et al. sont fournies en Fig. 1- 10 pour les 3 directions citées. On peut remarquer que contrairement aux déformations à rupture, l'écoulement évolue peu selon l'angle considéré.

Un autre modèle d'écoulement peut également être évoqué, le modèle de Cowper-Symonds. Il calcule la contrainte d'écoulement à partir de l'écrouissage quasi-statique et de la vitesse de déformation. Il s'écrit de la manière suivante :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n) \left(1 + \frac{\dot{p}}{D}\right)^{\frac{1}{q}} \quad (3)$$

Les grandeurs A , B , n , D et q sont des paramètres matériau. Ce modèle est très proche de la formulation de Johnson Cook évoquée en (2). Cependant, il tient compte uniquement de l'écrouissage quasi-statique et de la vitesse de déformation. Contrairement au modèle initial de Johnson Cook présenté en (1), il est valide à la fois en quasi-statique et en dynamique.

2.3.2 Modèle de rupture

Une étude menée par Teng et al. [TENG, 2006] compare plusieurs modèles numériques sur des cas d'impact choisis, l'un sur acier, l'autre sur aluminium. Le papier évalue la prédiction de rupture de chacun des modèles et les faciès obtenus par comparaison avec des cas de perforation expérimentaux (Fig. 1- 11a).

Les modèles de rupture les plus simples (critère en cisaillement maximal ou déformation à rupture fixe) sont généralement incomplets car incapables de reproduire les endommagements observés sur un large domaine de vitesses d'impact. Par exemple, un critère de cisaillement maximal ne permet pas toujours d'obtenir la formation du cône de rupture observé (Fig. 1- 11c). De plus, il prédit souvent une rupture soit prématurée soit incomplète de la cible. Quant au modèle à déformation maximale, il est faussé par une érosion artificielle des éléments sous le projectile (Fig. 1- 11b) et ne donne pas toujours de bonnes approximations des vitesses résiduelles (donc peu précis au niveau de l'initiation de rupture).

Certains modèles, comme le modèle de Wilkins [WILKINS, 1983] ou le modèle modifié de Cockcroft-Latham [COCKCROFT, 1968] s'avèrent également limités. Dans le premier cas, le modèle prédit la rupture par éclatement de la matière, à la fois pour l'aluminium et l'acier, ce qui n'est pas observé expérimentalement. Dans le second modèle, un seul paramètre définit le matériau, ce qui limite naturellement son champ de validité. Ainsi, des erreurs de prédiction importantes sont observées à la fois sur aluminium et sur acier.

Le modèle de rupture de Johnson Cook s'avère capable de prédire les faciès de rupture observés et donne une bonne approximation des vitesses résiduelles (Fig. 1- 11d). Une érosion des éléments fortement sollicités en compression est cependant observée, bien que ce phénomène ne soit pas physique. Ainsi, ce modèle s'avère limité pour modéliser la formation de rupture dans des cas dominés par de la compression et du cisaillement.

C'est la raison pour laquelle beaucoup d'études utilisent conjointement le modèle de Johnson Cook et celui de Bao et Wierzbicki qui caractérise le comportement de structures soumises à des sollicitations de compression [BAO, 2005]. Ce modèle sera détaillé dans le paragraphe suivant.

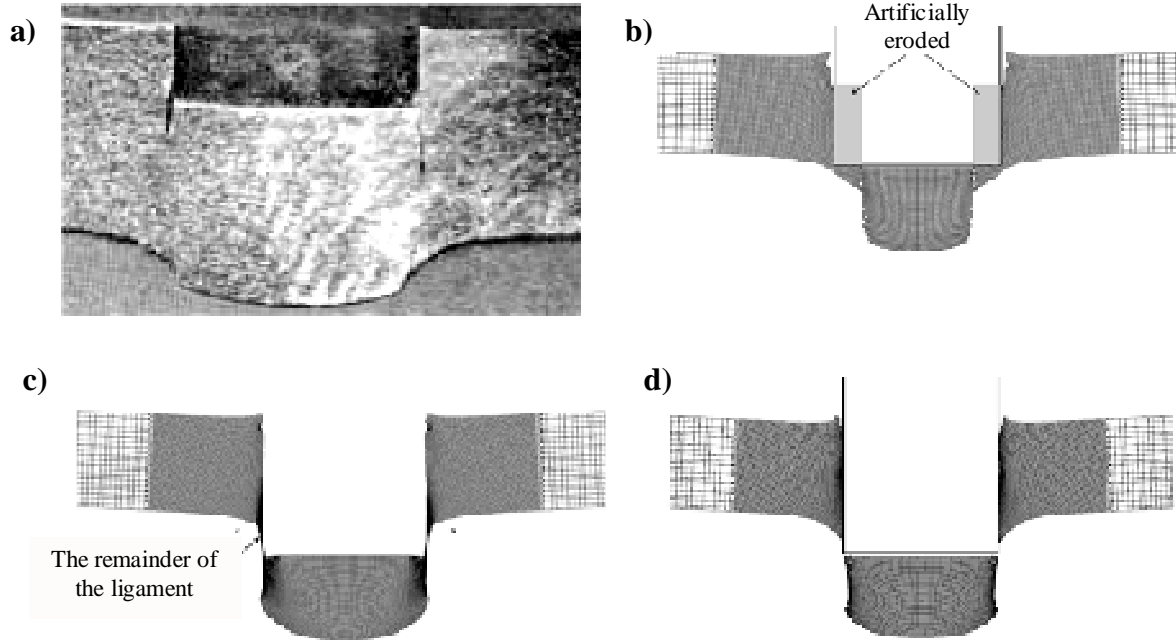


Fig. 1-11: a) Endommagement d'une plaque acier à 245 m/s ; b) Déformation constante ($V_{ini}=285.4$ m/s, rupture pour une déformation de 0.66) ; c) Critère en cisaillement maximal ($V_{ini}=244$ m/s, contrainte limite 525 MPa) ; d) Modèle de Johnson Cook ($V_{ini}=285.4$ m/s)

La formulation du modèle de Johnson Cook est donnée ci-dessous. Elle relie la déformation plastique équivalente à rupture à un terme dépendant de la triaxialité, de la vitesse de déformation et de la température.

$$\varepsilon^f = (D_1 + D_2 \exp^{-D_3 \sigma^*}) (1 + D_4 \ln \dot{p}^*) (1 - D_5 T^*) \quad (4)$$

De la même manière que pour la loi d'écoulement, une modification de cette formulation est proposée afin d'étendre sa validité au domaine quasi-statique :

$$\varepsilon^f = (D_1 + D_2 \exp^{-D_3 \sigma^*}) (1 + \dot{p}^*)^{D_4} (1 - D_5 T^*) \quad (5)$$

Le rapport de triaxialité σ^* représente le rapport de la contrainte hydrostatique sur la contrainte équivalente de Von Mises. On le notera par la suite de la manière suivante :

$$\sigma^* = \frac{\sigma_H}{\sigma_{eq}}$$

De la même manière que pour la loi d'écoulement, les paramètres $D_1 - D_5$ sont des paramètres matériau à définir, qui dépendent de la direction de sollicitation par rapport au laminage.

La variable d'endommagement F est alors définie comme l'accumulation de déformation plastique rapportée à la déformation à rupture obtenue ε^f par le modèle :

$$F = \int_0^t \frac{d\varepsilon^P}{\varepsilon^f} dt \quad (6)$$

Clausen et al. [CLAUSEN, 2004] ont utilisé le modèle de Johnson Cook et l'ont calibré dans le cas de l'aluminium 5083-H116 sur la base d'essais de caractérisation. Contrairement à l'écoulement, les courbes de traction quasi-statique données en Fig. 1- 10 montrent que les déformations à rupture dépendent de l'angle considéré par rapport à la direction de laminage. Les déformations à rupture les plus faibles sont respectivement celle de la direction de laminage (0°) puis sa perpendiculaire (valeurs proches de 0°) et enfin la direction à 45° pour laquelle les déformations à rupture atteignent presque le double des valeurs obtenues à 0° et 90° .

L'évolution de la rupture en fonction des triaxialités obtenue par Clausen et al. sur l'aluminium 5083 est donnée en Fig. 1- 12a et l'effet de la température sur la rupture est illustré en Fig. 1- 12b. Pour la température, une évolution théorique linéaire est supposée, bien que le manque de données à 100°C ne fournisse pas de température minimale à partir de laquelle la température influence significativement la rupture.

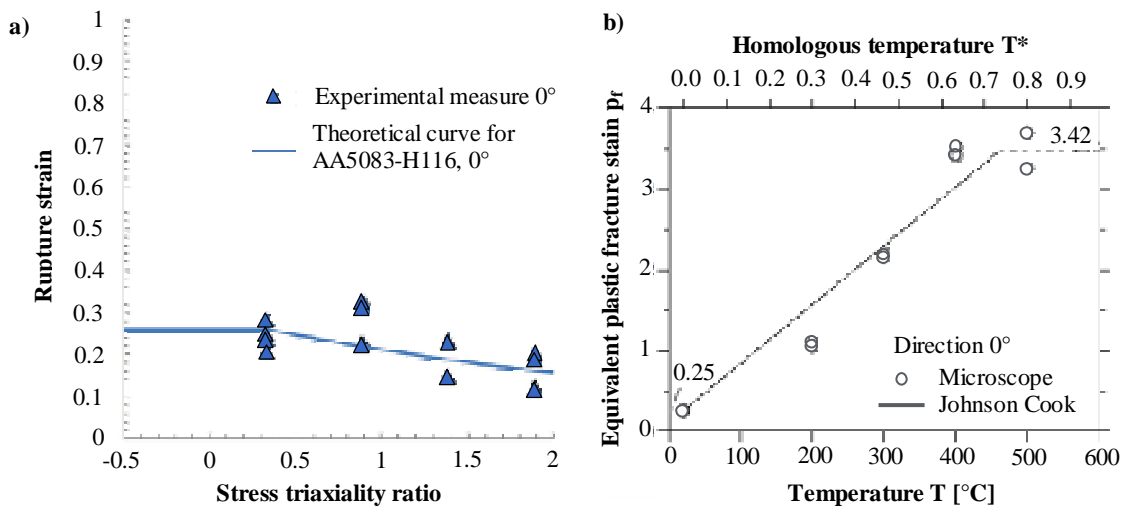


Fig. 1- 12: Evolution de la déformation à rupture pour l'aluminium 5083-H116 dans la direction de laminage en fonction de : a) la triaxialité ; b) la température [CLAUSEN, 2004]

a) Influence de la triaxialité des contraintes sur la rupture

La triaxialité des contraintes σ^* est l'un des paramètres influençant la rupture de manière significative. De manière courante, on observe que pour des rapports de triaxialité positifs, la déformation à rupture diminue avec la triaxialité (voir exemple en Fig. 1- 13 sur l'étude de Clausen et al.). L'endommagement lié à une forte triaxialité correspond à la formation de vides au sein de la matière qui coalescent et initient la rupture. Pour des triaxialités négatives, la matière s'endommage plutôt en cisaillement.

Bien que la décroissance des déformations à rupture avec la triaxialité des contraintes soit monotone pour la majorité des matériaux (c'est le cas de l'aluminium 5083, cf. Fig. 1- 13), certains alliages présentent un comportement plus atypique. Un exemple de Bao et al. est donné en Fig. 1- 13 sur le cas de l'aluminium 2024 [BAO, 2005]. On peut noter la présence de zones singulières pour des triaxialités positives comprises entre 0 et 0.4. Ils ont également cherché à caractériser par une étude expérimentale le comportement à rupture dans la gamme des triaxialités négatives [BAO, 2005]. Pour cela, ils ont étudié le comportement à rupture de matériaux soumis à des sollicitations de type compression hydrostatique. L'ensemble des points expérimentaux obtenus est signalés en Fig. 1- 13.

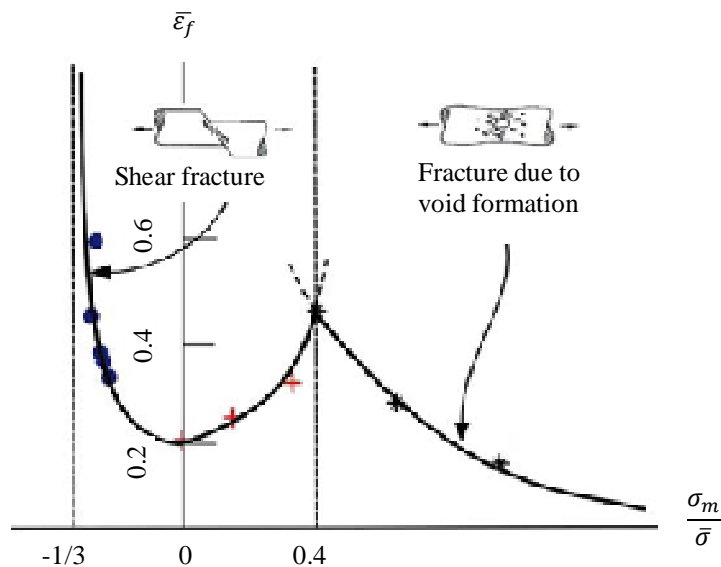


Fig. 1- 13: Evolution de la déformation à rupture en fonction de la triaxialité des contraintes – cas aluminium 2024 [BAO, 2005]

Les résultats d'essais de compression ont amené les auteurs à définir une valeur seuil de triaxialité égale à -1/3 en dessous de laquelle aucune rupture n'est observée. Sur l'étude de Clausen et al., les auteurs ont considéré qu'en-dessous d'un rapport de triaxialité égal à 1/3, la déformation à rupture est constante et égal à la déformation à rupture en traction (Fig. 1- 13).

En pratique, dans les modèles numériques de type Johnson-Cook, une valeur de déformation à rupture arbitraire et élevée est définie au-delà de ce seuil. Cela permet d'éviter les phénomènes d'érosion artificielle des éléments soumis à de fortes contraintes de compression dans les modèles numériques. Ainsi, l'association des modèles de rupture de Johnson Cook et de Bao-Wierzbicki permet de prédire correctement l'apparition et les faciès de rupture.

b) Effet de la vitesse de déformation sur la rupture

En ce qui concerne la dépendance de la vitesse de déformations, les résultats expérimentaux de Clausen et al. ont montré que la déformation à rupture tend vers une valeur asymptotique pour des vitesses de déformation inférieures à 1 s^{-1} . Les valeurs obtenues sont respectivement 0.26, 0.34 et 0.28 dans les directions 0° , 45° et 90° . La déformation à rupture augmente rapidement pour des vitesses de déformation supérieures à 10 s^{-1} , comme le montre la Fig. 1- 14.

Ce changement de tendance est lié au changement du mode d'endommagement, passant d'une rupture en cisaillement à une rupture ductile.

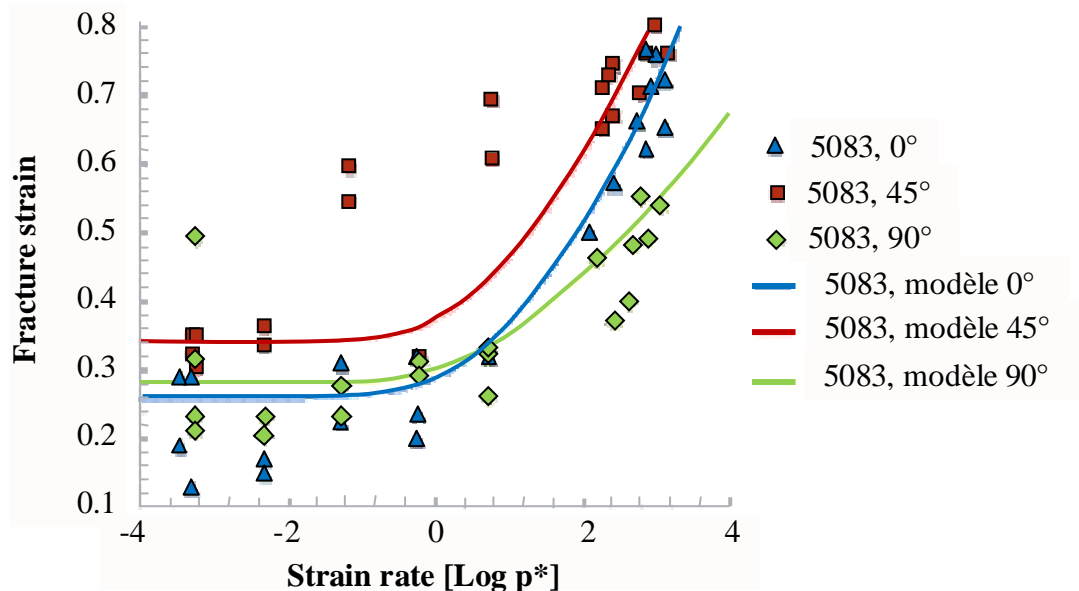


Fig. 1- 14: Evolution de la déformation à rupture en fonction de la vitesse de déformation – aluminium 5083-H116 [CLAUSEN, 2004]

Une étude menée par Grytten et al. [GRYTEN, 2009(1)] a montré que des impacts à basse vitesse étaient correctement prédits par un modèle de rupture de type Johnson Cook sans prise en compte du terme associé à la vitesse de déformation. Les vitesses d'impacts étaient comprises entre 3.5 et 15.8 m/s sur des plaques en aluminium 5083 d'épaisseurs 3, 5 et 10 mm. Cependant, ils ont constaté une réponse plus rigide du matériau lorsque ce terme était omis.

2.4 Conclusions

L'impact sur plaques métalliques de faible épaisseurs est un sujet largement traité dans la littérature, tant au niveau des études expérimentales que numériques. Les études expérimentales s'accordent sur l'importance de la forme du projectile qui influence le mode de rupture des structures. Le matériau choisi, ainsi que l'épaisseur des structures sont importants, cependant les résultats sont mitigés quant au bénéfice de la stratification des plaques.

Plusieurs types d'endommagements peuvent être observés sur plaques métalliques. Des structures rigides ou impactées à hautes vitesses sont généralement endommagées en cisaillement à proximité de la zone d'impact. Pour des structures plus souples, on observe un mode mixte en cisaillement hors plan local et un endommagement de type flexion globale et traction. Sous le projectile, on observe généralement de grandes déformations plastiques, des zones de striction et d'amincissement, ou encore la formation de pétales à l'arrière des structures. Parmi les modèles de rupture disponibles dans la littérature, le modèle de Johnson Cook, associé à celui de Bao-Wierzbicki permet de prédire correctement l'initiation et les faciès de rupture. Ce modèle tient compte du type de chargement, de l'effet vitesse et de la température sur la rupture.

3. Etudes expérimentales et numériques sur structures sandwichs

Un large panel d'études s'intéresse au comportement de structures sandwichs, notamment en raison de leur bon rapport rigidité / masse. Les applications recouvrent le secteur des transports en général mais le secteur aéronautique en comptabilise une bonne partie. La résistance à l'impact de ces structures reste l'une des principales problématiques à ce jour et fait l'objet d'un certain nombre d'études. Les applications sont plutôt orientées sur la résistance aux chocs pouvant intervenir pendant les manœuvres de l'avion, l'atterrissage ou la maintenance par exemple. Ainsi, on rencontre beaucoup d'études de caractérisation et d'impact à basse vitesse sur ces structures dans la littérature.

Les objectifs de l'étude bibliographique sur les structures sandwichs sont multiples. On fait le choix de l'orienter sur l'analyse du cœur et des couplages peaux-cœurs. D'autre part, un large nombre de structures de cœur est abordé, afin d'identifier des choix potentiels de blindages. On cherche également à déterminer des tendances et des critères de choix pour les structures de cœur, car à ce jour on ne connaît pas la définition d'un « bon » cœur à l'impact.

Parmi les structures de cœur envisagées, on notera l'emploi de plus en plus courant de structures dites architecturées. Ce terme rassemble une large gamme de matériaux : matériaux cellulaires (poreux ou fibreux), multi matériaux, matériaux à gradients de propriétés, etc. Ce sont des structures tridimensionnelles dont l'une des dimensions est beaucoup plus petite que les deux autres : diamètre d'une fibre ou d'une poutre comparativement à sa longueur, épaisseur de paroi d'une sphère creuse par rapport à son diamètre ou d'un nid d'abeille par rapport à sa hauteur, etc. Cette caractéristique les situe parfois à la frontière entre la mécanique des structures et l'étude de la microstructure. Les matériaux architecturés sont notamment envisagés en tant que cœur de sandwich pour leur masse volumique généralement faible et le large choix de combinaisons de géométries et de matériaux qu'ils offrent.

Dans un premier temps, on décrira les principaux modes d'endommagement des sandwichs. Par la suite, une étude spécifique aux structures sandwichs avec cœur en nid d'abeille sera proposée. Cette structure est largement étudiée dans la littérature via des études expérimentales et numériques, et une attention particulière lui sera accordée. On élargira ensuite le champ d'étude à des structures de cœur traditionnelles (mousses et nids d'abeille Nomex), pour finir sur l'étude de structures plus originales pressenties pour des applications d'impact : treillis, architectures de fibres, structures à gradients de propriétés, etc.

3.1 Modes d'endommagement sur structures sandwichs

Une structure sandwich se différencie d'une structure stratifiée composite ou d'un assemblage de plaques métalliques par la présence d'un cœur. Ce cœur, généralement souple et de forte épaisseur sert à stabiliser des peaux plus minces et rigides.

Plusieurs études ont permis d'identifier les mécanismes qui pilotent le comportement d'une structure sandwich à l'impact [ABRATE, 1997], [CHOI, 2006], [FAA/AR-99/49], [ANDERSON, 2000] et [SCHUBEL, 2005]. Elles rapportent que si les peaux seules se comportent globalement comme des plaques simples, plusieurs modes de rupture du sandwich peuvent être mis en évidence. Des exemples sont donnés en Fig. 1- 15 pour des structures sandwichs à peaux composites assemblées avec un cœur de type mousse.

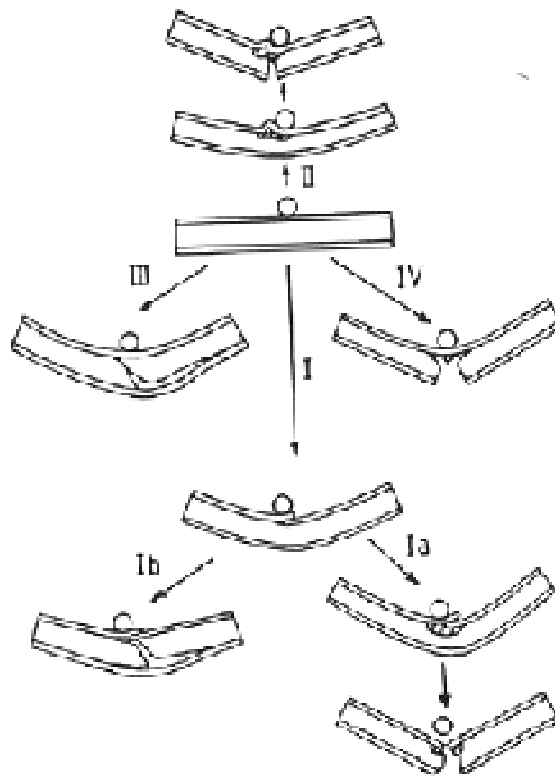


Fig. 1- 15: Identification des différents modes de rupture dans les structures sandwichs

Dans certains cas, on peut observer la rupture en compression de la peau supérieure (cas I). Ce type d'endommagement est caractéristique de peaux épaisses fortement sollicitées en flexion. Deux cas de perforation peuvent alors être observés : compression du cœur et rupture en traction de la peau inférieure (cas Ia) ou rupture du cœur en cisaillement (cas Ib). D'autres cas de rupture peuvent également être observés : flambement de la peau supérieure (cas II), rupture du cœur en cisaillement (cas III) ou rupture en traction de la peau inférieure (cas IV). Certains modes, comme le mode III peuvent également être observés sur des structures avec peaux métalliques.

L'impact d'une structure sandwich se déroule en deux phases. La première correspond à la propagation d'ondes de compression générées sous le projectile. La peau avant est localement indentée, et le cœur sollicité en compression tandis que la peau arrière est comme encastree (Fig. 1- 16a). Dans un second temps, une déformation globale en cisaillement / flexion peut être observée (Fig. 1- 16b). Ce mode de déformation permet de dissiper une grande quantité d'énergie car il fait intervenir l'ensemble de la structure. On peut ainsi observer une double courbure dans le profil de déformation de la peau avant, l'une provoquée par l'indentation locale, l'autre par l'effet de flexion global (Fig. 1- 16c).

En impact basse vitesse, les endommagements sont généralement localisés sur la peau avant du sandwich (délaminages, rupture matricielle, etc.). Par contre, pour des impacts à hautes vitesses, la rupture s'initie d'abord dans le cœur [CHRISTHOPHERSON, 2005]. Cette différence peut s'expliquer en partie par le fait qu'en basse vitesse, l'énergie d'impact n'est pas suffisante pour endommager une autre partie du sandwich que la peau avant. D'autre part, la vitesse a une influence sur la répartition des efforts, les zones critiques, l'apparition des endommagements, etc.

Si la vitesse initiale du projectile est supérieure à la vitesse limite balistique du panneau sandwich, alors la déformation globale en flexion/cisaillement n'apparaît pas. On observe à la place une rupture locale en cisaillement des peaux et du cœur, et la quantité d'énergie dissipée dans la structure reste faible.

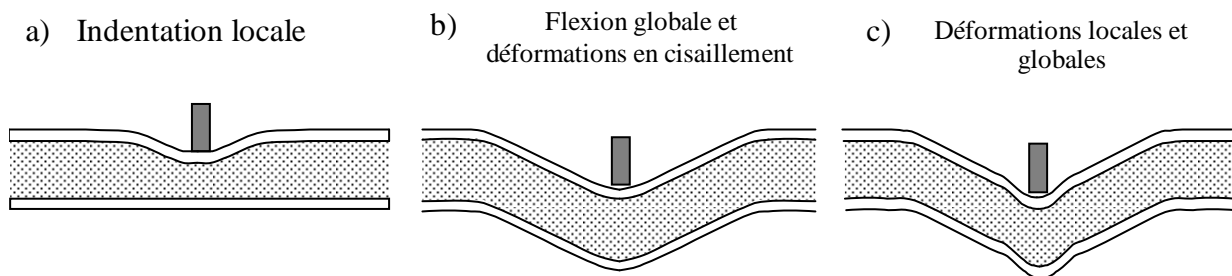


Fig. 1- 16: Déformations locales et globales dans un sandwich [HOO FATT, 2010]

Certaines études soulignent les inconvénients engendrés par la séparation des deux peaux. En effet, Marrom et al. ont montré que la résistance de peaux collées ou en contact est supérieure à une configuration équivalente composée de peaux séparées sans contact initial avec espacées d'une distance égale à leur épaisseur [MARROM, 1979]. Radin et al. ont comparé la résistance de structures stratifiées, monolithiques et stratifiées espacées de même épaisseur totale [RADIN, 1988]. Là encore, les structures stratifiées espacées ont de moins bonnes performances que les configurations stratifiées collées ou monolithiques.

On rencontre un certain nombre d'études d'impact balistique ou à hautes vitesses sur des structures sandwichs à peaux composites dans la littérature. Cependant, les conditions d'essais varient d'une étude à l'autre et les résultats obtenus sont parfois contradictoires. Abrate [ABRATE, 1997] attribue ces divergences au fait que les études se focalisent généralement sur les paramètres du projectile (forme, masse, vitesse) pour une structure donnée, plutôt que de chercher un choix optimal de structure pour un essai donné. Cependant, il précise que pour comprendre les couplages complexes entre les peaux et le cœur, une étude expérimentale conséquente est nécessaire. Il souligne également que la résistance à la pénétration d'un panneau sandwich est principalement gouvernée par la rigidité et la résistance propre aux peaux.

3.2 Cas particulier du nid d'abeille aluminium utilisé en tant que cœur de sandwich

Parmi les structures de cœur testées à l'impact, le nid d'abeille aluminium est couramment rencontré, en couplage avec des peaux composites que métalliques. Cette structure présente l'avantage d'avoir une bonne résistance en compression et cisaillement hors plan pour une faible masse volumique. Elle fait ainsi l'objet de nombreuses études expérimentales et numériques. On s'intéressera en particulier à ses caractéristiques statiques et dynamiques, ainsi qu'à son comportement au sein de structures sandwiches soumises à l'impact.

3.2.1 Etudes de caractérisation dynamique du nid d'abeille aluminium

Dans cette section, on abordera de manière succincte le comportement du nid d'abeille en compression, le couplage cisaillement et compression, ainsi que le comportement en compression dynamique. Ces points seront abordés lors de la modélisation du nid d'abeille présentée au chapitre III (section 2.1).

a) Comportement en compression du nid d'abeille

Un certain nombre de modèles simplifiés sont implémentés afin de représenter le comportement en compression du nid d'abeille pour des applications de crash par exemple. Ces études peuvent se présenter sur plusieurs échelles et avec divers degrés de sophistication en fonction de la précision attendue et des applications visées.

Parmi ces modèles, celui développé par Asadi et al. étudie le comportement d'une branche unitaire de nid d'abeille [ASADI, 2006]. Cette branche se compose de deux parois simples et d'une paroi double (Fig. 1- 17), pour laquelle l'influence de la colle est négligée. L'aluminium des parois a un comportement élasto-plastique isotrope et les effets dynamiques intervenant sur la compression sont négligés dans le modèle. Deux plans rigides dont l'un est mis en mouvement sont implémentés pour représenter les conditions de compression expérimentales (poids tombant de section plane, 1.5 kg avec une vitesse d'impact de 5.24 m/s).

Un exemple des déformées obtenues est fourni en Fig. 1- 17. Le modèle fournit une contrainte plateau de 0.37 MPa, ce qui est proche de la valeur expérimentale obtenue au poids tombant.

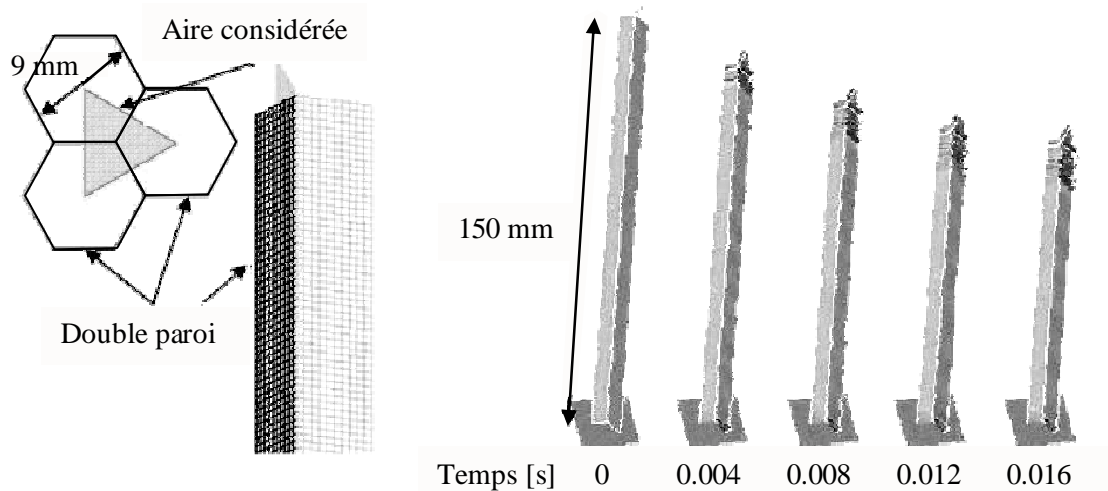


Fig. 1- 17: Principe de modélisation du nid d'abeille et profils des déformées [ASADI, 2006]

Dans sa thèse, Aminanda a effectué des essais de compression sur nids d'abeille de différents matériaux : Nomex, aluminium et Canson [AMINANDA, 2004]. Les modes d'endommagement étant similaires pour les trois structures, il en a déduit que le comportement du nid d'abeille en compression était piloté principalement par le comportement des arrêtes verticales.

Il a ainsi développé un modèle numérique basé sur le comportement de ces arrêtes, représenté par une grille de ressorts parallèles situés aux six arrêtes des hexagones des cellules. Le comportement de chaque arrête est supposé indépendant et la loi d'écrasement des ressorts est calibrée expérimentalement par un essai de compression uniforme. Le modèle est validé sur un cas d'impact à basse vitesse et basse énergie sous deux hypothèses : le comportement mécanique global de la structure est indépendant de l'indentation locale (conforme au caractère local de l'impact) et l'équivalence du comportement en statique et en dynamique est supposée.

b) Couplage entre la compression et le cisaillement transverse dans le nid d'abeille

Hou et al. ont effectué une étude expérimentale et numérique sur le comportement couplé du nid d'abeille en cisaillement transverse et en compression [HOU, 2011]. Ce couplage a été évalué en quasi-statique et en dynamiques à l'aide de barres d'Hopkinson, en orientant le nid d'abeille à différents angles par rapport à l'impact (entre 0° qui correspond à de la compression pure et 60°).

Deux modes d'endommagement, illustrés en Fig. 1- 18, peuvent apparaître lors de cette sollicitation combinée :

- ♦ L'axe initial de la cellule du nid d'abeille reste vertical, comme pour un cas de compression pure. Le cisaillement engendre une translation globale de la cellule pendant le flambement.
- ♦ On observe une rotation de l'axe initial de la cellule. Le flambement s'initie de manière locale en haut et en bas de la cellule et il est désaxé par rapport à un cas de compression pure.

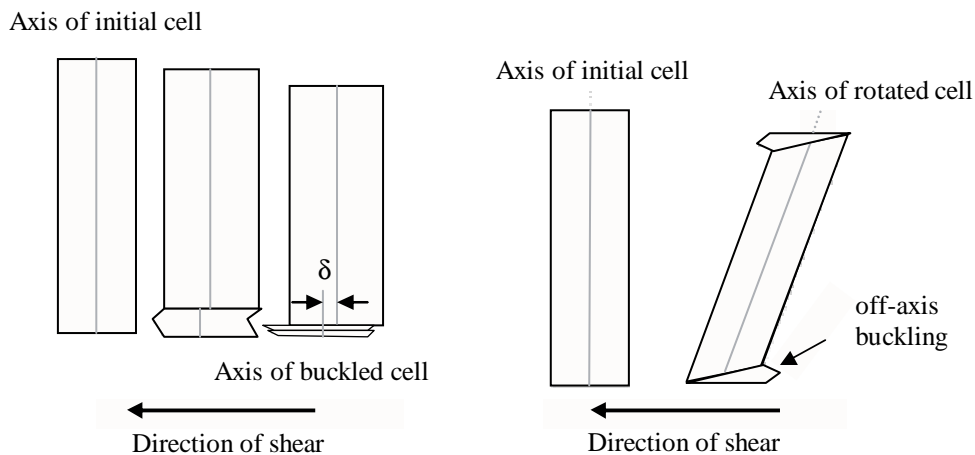


Fig. 1- 18: Modes d'endommagement du nid d'abeille aluminium identifiés sous sollicitation combinée en cisaillement transverse et compression [HOU, 2011]

Ces deux modes d'endommagement peuvent coexister et sont en concurrence permanente durant l'essai de cisaillement / compression. Plus l'angle entre le nid d'abeille et l'impact est important, plus la rotation du nid d'abeille devient l'endommagement privilégié. D'autre part, ce mode est également plus fréquent en sollicitations quasi-statiques, car il laisse plus de temps à la rotation des cellules. Les auteurs concluent sur le fait qu'il existe un fort couplage entre le comportement en cisaillement et en compression du nid d'abeille. D'autre part, l'étude expérimentale menée ne permet pas de découpler ces deux effets, et une étude numérique sera nécessaire.

c) Prise en compte des effets dynamiques sur la compression du nid d'abeille

Le comportement en compression dynamique de matériaux cellulaires aluminium (mousses, nids d'abeilles) est couramment étudié dans la littérature pour des applications de résistance aux chocs et de blindage. Cependant, peu d'études se placent à hautes vitesses (impacts supérieurs à 50 m/s) de par la difficulté de mettre en place un montage et une instrumentation adaptée.

Des effets dynamiques significatifs sont observés sur les matériaux cellulaires au-dessus d'un certain seuil de vitesse de déformation, qui dépend de la structure testée. En-dessous de ce seuil, le comportement observé reste proche de celui obtenu en quasi-statique. Cela peut notamment s'expliquer par la modification peu significative du comportement du matériau ou par des phénomènes de micro-inertie [KLINWORTH, 1988], [DESHPANDE, 2000], [ZHAO, 2005]. Cependant, pour une structure donnée, des effets dynamiques commencent à apparaître lorsque l'on augmente suffisamment la vitesse de compression. Par exemple, dans le cas du nid d'abeille, on observe une augmentation de 15% de la contrainte plateau entre l'essai quasi-statique et une vitesse de 45 m/s.

Radford et al. ont étudié la réponse dynamique d'une structure de nid d'abeille à parois carrées en acier (cellule de 6 mm de côté, épaisseur de feuillard de 300 μm et hauteur de 6 ou 30 mm) [RADFORD, 2007]. Des essais de compression statique et dynamiques ont été réalisés à l'aide de barres d'Hopkinson. Il s'agit de l'une des seules études, à notre connaissance, où les vitesses de compression testées sont supérieures à 50 m/s.

La Fig. 1- 19 donne l'évolution des contraintes pic sur la face avant et arrière rapportées à leur valeurs quasi-statiques respectives en fonction de la vitesse d'impact. On peut voir qu'en dessous de 50 m/s, les deux contraintes sont proches et le rapport plafonne à 2. A partir de 50 m/s, la contrainte arrière évolue peu tandis que celle mesurée à l'avant augmente linéairement avec la vitesse.

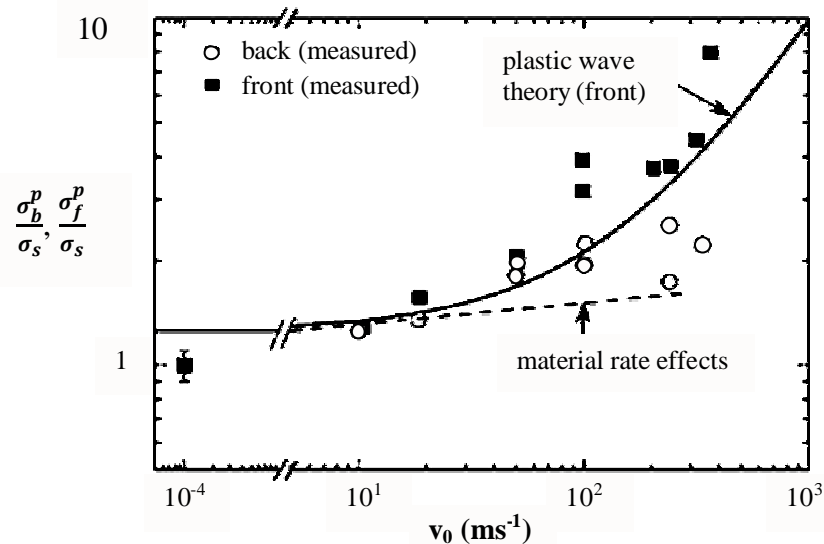


Fig. 1- 19: Evolution de la contrainte pic haute et basse en fonction de la vitesse d'écrasement du nid d'abeille [RADFORD, 2007]

Cette augmentation des contraintes de compression visible sur la Fig. 1- 19 peut être due à plusieurs mécanismes :

- ◆ Sensibilité de l'alliage à la vitesse de déformation. Cet effet est estimé sur la base de mesures expérimentales en supposant une compression uniforme du nid d'abeille : $\dot{\varepsilon}^P = v_0/H$ (avec H la hauteur du nid d'abeille). Il est indiqué par la ligne en pointillés sur la Fig. 1- 19. Cette évolution suggère que l'effet matériau contribue largement à l'augmentation de la contrainte pour une vitesse inférieure à 20 m/s. Cependant, cet effet n'est pas suffisant pour expliquer le comportement à des vitesses supérieures.
- ◆ Effet de flambement dynamique : sous des chargements dynamiques, on observe une augmentation de la contrainte de compression due à l'activation de modes supérieurs en flambement [RADFORD, 2009]. Cet effet s'ajouterait à l'effet matériau entre 20 et 50 m/s (voir en Fig. 1- 19).
- ◆ Propagation d'une onde de plasticité qui se déplace le long de l'axe de compression du nid d'abeille avant même le début du flambement. Une estimation de la contrainte peut être donnée à partir de la théorie des ondes dans un cas unidirectionnel en élasto-plasticité. La courbe théorique obtenue est ajoutée sur la Fig. 1- 19. La bonne corrélation entre cette courbe et les points expérimentaux pour des vitesses supérieures à 50 m/s confirme cette hypothèse.

Certaines études se focalisent sur le dernier des mécanismes cités, à savoir les effets d'onde dans un matériau sollicité en dynamique. Dans sa thèse de doctorat, Elnasri donne les comportements sous impact de quelques matériaux cellulaires : mousses d'aluminium type IFAM et CYMAT, nid d'abeille aluminium ou empilement de sphères creuses métalliques en nickel [ELNASRI, 2007].

Des essais de compression dynamiques à environ 50 m/s ont été effectués à l'aide de barres d'Hopkinson. Le phénomène d'onde de choc a pu être mis en évidence à 50 m/s pour deux types de matériaux cellulaires, la mousse ALPORAS et l'empilement de billes creuses (contrainte supérieure de 20% par rapport à celle quasi-statique), mais pas pour le nid d'abeille et la mousse CYMAT. Les vitesses critiques sont calculées à partir d'un modèle théorique. Elles sont évaluées à 50 m/s pour les mousses ALPORAS et l'empilement de sphères creuses et à 110 m/s pour la mousse CYMAT et le nid d'abeille. Le fait que l'onde de choc n'ait pas été observée sur les deux derniers matériaux est ainsi attribué à une vitesse d'impact expérimentale trop faible.

d) Conclusion

En conclusion, on peut souligner les points suivants :

- ◆ Des modèles simplifiés représentant les arrêtes du nid d'abeille permettent de bien représenter son comportement en compression. Les modèles numériques développés sans prise en compte des effets dynamiques sont en bonne corrélation avec les essais de compression quasi-statiques.
- ◆ Il existe un fort couplage entre le comportement en compression et en cisaillement dans le nid d'abeille, avec deux modes d'endommagement en concurrence : flambement dans l'axe et translation de la cellule, ou rotation de la cellule et flambement désaxé. De plus, ce couplage dépend de la vitesse de sollicitation.
- ◆ Le comportement en compression dynamique du nid d'abeille montre une augmentation significative des contraintes pic et plateau. Cela peut s'expliquer par l'effet cumulé du matériau et du flambement qui sont sensibles à la vitesse de déformation. La propagation d'une onde plastique initiale est également une hypothèse probable, qui pourrait expliquer l'augmentation des contraintes à plus hautes vitesses de compression. La théorie prédit que cette onde est observée dans le nid d'abeille à partir de 110 m/s, ce qui sera à prendre en compte dans le cadre de notre étude (impact à 120 m/s).

3.2.2 Impact sur structures sandwiches avec nid d'abeille aluminium

Un certain nombre d'études expérimentales et numériques d'impact sur structures sandwiches avec cœur en nid d'abeille aluminium sont présentées dans la littérature [GOLDSMITH, 1997], [RATHBUN, 2006], [BUIRAGO, 2010], [DHARMASENA, 2010].

Une étude expérimentale menée par Goldsmith [GOLDSMITH, 1997] a permis d'étudier plusieurs couplages peaux-cœur en faisant varier l'épaisseur des peaux et la géométrie du nid d'abeille aluminium. Des éprouvettes circulaires (140 mm de diamètre) sont encastrées sur les bords et impactées par un projectile sphérique de 12.7 mm de diamètre et de 8.4 g.

Deux structures de nid d'abeille sont testées :

- ◆ Nid d'abeille hexagonal 1/4-5052-0.002 : tôle en aluminium 5052 de 50 μm d'épaisseur. Taille de cellule de 6.35 mm, 19.5 mm de hauteur et masse volumique de 68.8 kg/m^3
- ◆ Nid d'abeille de type Flexcore 5052/F40-0.0019 : tôle en aluminium 5052 de 50 μm d'épaisseur. Taille approximative de 7.6 mm par cellule, 19.5 mm de hauteur et masse volumique de 49.8 kg/m^3 .

Quelques résultats expérimentaux obtenus dans cette étude sont récapitulés en Tab.1- 3. Globalement, les structures sandwiches avec cœur en nid d'abeille de type Flexcore ont de meilleures performances à l'impact que les peaux seules. Au contraire, les structures avec nid d'abeille standard montrent les moins bons résultats. Cependant, il est difficile de conclure car l'épaisseur totale de nid d'abeille, la forme et les tailles de cellules sont différentes pour les deux nids d'abeille.

Epaisseur peaux [mm]	Type de coeur	Vitesse balistique [m/s]
0.79	/	108
1.27	/	117
1.59	/	118
0.79	Flexcore	128
1.59	Flexcore	172
0.79	1/4-5052-0.001	58
0.79	1/4-5052-0.002	56

Tab.1- 3: Résultats d'essais expérimentaux pour différentes configurations de sandwichs [GOLDSMITH, 1997]

Ces résultats sont intéressants car ils permettent de donner des ordres de grandeur pour notre cas d'étude à 120 m/s. De plus, ils permettent de comparer plusieurs couplages peaux-cœurs et il est intéressant de constater que selon le cœur utilisé, les performances du sandwich peuvent être supérieures ou inférieures à celles des peaux seules.

Les études numériques intégrant une structure en nid d'abeille aluminium le décrivent soit par des éléments volumiques à comportement équivalent, soit s'attachent à décrire la géométrie réelle des cellules (cas le plus fréquemment rencontré [RATHBUN, 2006], [BUI TRAGO, 2010], [DHARMASENA, 2010]). A ce sujet, on note que Buitrago et al. modélisent la géométrie réelle du nid d'abeille dans une zone localisée sous le projectile, et utilisent un matériau effectif sur les bords (cf. Fig. 1- 21).

Rathbun et al. ont modélisé le comportement en compression d'un nid d'abeille acier à cellules carrées, soumis à l'impact d'un projectile cylindrique plat en mousse aluminium (représentatif d'une détonation). Les résultats numériques et expérimentaux montrent que les déformées du nid d'abeille obtenues sont différentes en compression quasi-statiques ou dynamiques (Fig. 1- 20a et b). En dynamique, le flambement des cellules est important sur la partie haute du nid d'abeille (côté impact), tandis que les tronçons bas restent droits et peu déformés. De plus, les mesures expérimentales et simulations numériques ont montré qu'il existe un facteur compris variant de 2 à 4 entre les contraintes observées en quasi-statique et en dynamique.

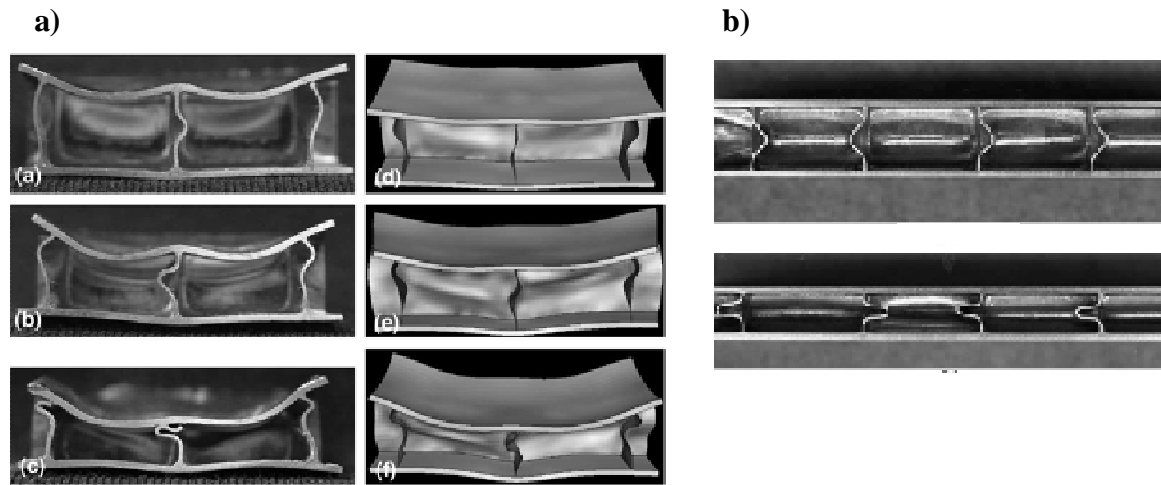


Fig. 1- 20: a) Comportement expérimental et numérique du sandwich aluminium pour une impulsion respective de 3.3, 3.8 et 4.6 kPa.s ; b) Compression expérimentale quasi-statique [RATHBUN, 2006]

Buitrago et al. ont étudié le comportement à l'impact de structures sandwiches avec peaux composites (stratifié composite carbone/époxy de 2 mm d'épais) et cœur en nid d'abeille aluminium [BUITRAGO, 2010]. Le nid d'abeille est composé de cellules hexagonales de 4.8 mm et sa hauteur atteint 20 mm pour une masse volumique de 77 kg/m^3 . Le modèle développé est intéressant car il permet de d'identifier plusieurs étapes lors de l'impact du sandwich et de montrer la contribution du cœur dans l'énergie absorbée par la structure.

Les essais d'impact sont réalisés avec un projectile sphérique rigide de 1.7 g et de 7.5 mm de diamètre avec des vitesses comprises entre 92 et 548 m/s.

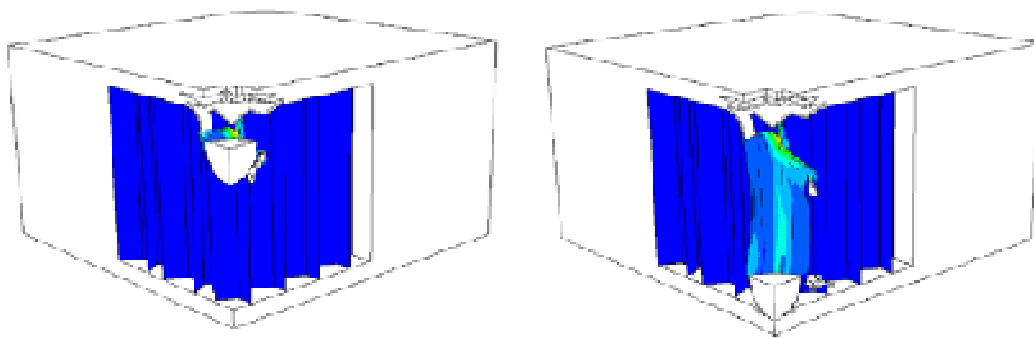


Fig. 1- 21: Cartographie des déformations plastiques après 13 et 85 μs d'impact à 339 m/s [BUITRAGO, 2010]

Pour cette structure, le modèle numérique donne une vitesse balistique limite de 142 m/s. L'évolution de la vitesse représentative de toutes les structures testées est donnée en Fig. 1- 22a. Les auteurs décrivent l'impact en 3 étapes : entre 0 et 25 μs , on observe une diminution rapide de la vitesse (de 287 m/s à 250 m/s) qui peut être attribuée à la peau avant. Ensuite, entre 25 et 90 μs , on observe un palier de vitesse correspondant à la perforation du nid d'abeille (de 250 à 240 m/s). Une seconde diminution apparaît entre 90 et 140 μs , correspondant à l'endommagement de la peau arrière (vitesse finale de 210 m/s). A la fin de l'impact, le projectile a perdu 40% de son énergie cinétique initiale.

La Fig. 1- 22b donne un aperçu global de la répartition des énergies pour différentes vitesses d'impact en partant de la vitesse limite balistique (140 m/s). Dans une zone proche de la limite (de 150 à 200 m/s), les peaux absorbent la majorité de l'énergie cinétique avec respectivement 60, 30 et 10% absorbés dans la peau avant, la peau arrière et le cœur. Au-delà de 200 m/s, la répartition des énergies reste constante (respectivement 45, 40 et 15% pour la peau avant, arrière et le cœur). On note que plus la quantité d'énergie dissipée dans la peau avant diminue, plus celle de la peau arrière augmente en proportion. D'autre part, la contribution du cœur reste constante quelque soit la vitesse. Sur l'énergie totale absorbée par la structure, les peaux avant et arrière en absorbent respectivement 46 et 41%, contre seulement 13% pour le cœur.

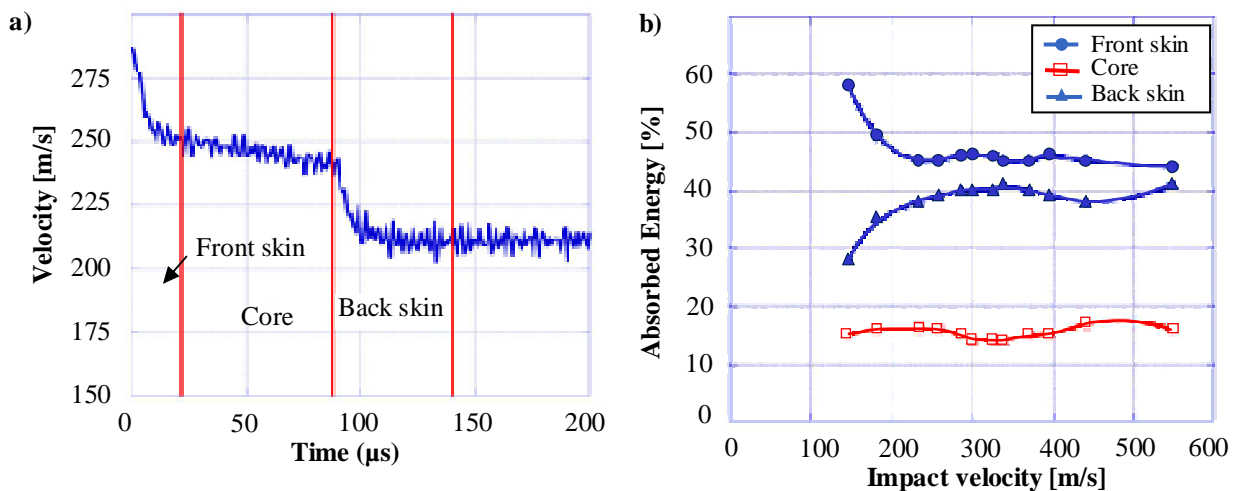


Fig. 1- 22: a) Evolution de la vitesse d'impact numérique à 287 m/s ; b) Répartition des énergies dans le sandwich en pourcentage de l'énergie cinétique initiale pour différentes vitesses - [BUIRAGO, 2010]

3.2.3 Conclusion

De nombreuses études portent sur le comportement dynamique du nid d'abeille aluminium, soit en tant que structure, soit intégrée en tant que cœur dans un sandwich. Le comportement en compression du nid d'abeille évolue en fonction de la vitesse d'écrasement. Plusieurs phénomènes semblent intervenir : sensibilité du matériau constitutif des parois à la vitesse de sollicitation, propagation d'une onde plastique initiale, modification des modes de flambement. Globalement, tous ces effets engendrent une augmentation significative des efforts de compression par rapport à une sollicitation quasi-statique (augmentation supérieure à 20%). La littérature mentionne également un couplage fort entre le comportement en cisaillement transverse et en compression, qui se traduit par des modes d'endommagement mixtes. Ces modes sont également sensibles à la vitesse de sollicitation.

Les résultats d'impact sur structures sandwiches à cœur en nid d'abeille aluminium permettent de souligner plusieurs points. D'une part, la comparaison des déformées du nid d'abeille obtenues en quasi-statique et en dynamique confirment bien qu'il existe un effet de vitesse dont il faudra probablement tenir compte pour cette étude. D'autre part, les études présentées semblent indiquer qu'il existe un couplage important entre les peaux et le cœur, tant au niveau des performances du sandwich à l'impact [GOLDSMITH, 1997] que de la répartition des énergies dans le sandwich [BUIRAGO, 2010].

3.3 Etude de différents couplages peaux-cœur

Le cœur intégré au sein d'une structure sandwich a pour rôle d'effectuer le transfert des efforts entre les deux peaux et un grand nombre de couplages peaux-cœur sont proposés dans la littérature. Cependant, l'effet du couplage en lui-même ainsi que le rôle du cœur sont des points rarement abordés par les études. De ce fait, il est difficile de donner les tendances vers lesquelles on doit tendre pour obtenir un bon couplage, et une bonne structure de cœur au sein d'un blindage et pour un impact donné.

Ainsi, l'étude bibliographique proposée dans ce paragraphe se veut relativement large afin d'identifier des structures de cœur existantes qui nous semblent potentiellement intéressantes pour des applications d'impact. Il est à noter que parmi celles-ci, certaines sont déjà intégrées au sein de blindages, tandis que d'autres sont encore au stade de l'élaboration et de la caractérisation. Ainsi, on cherchera à déterminer des paramètres clés ou des tendances et à décrire les approches numériques proposées (quand elles sont disponibles) et les principaux résultats obtenus à ce jour.

Pour faire suite au paragraphe précédent sur le nid d'abeille, on abordera dans un premier temps les couplages peaux et cœurs métalliques (avec des structures de cœur autres que le nid d'abeille aluminium). Dans un second temps, les structures de cœurs les plus courantes seront évoquées : nid d'abeille Nomex et mousses. Ces structures sont généralement couplées à des peaux composites. Parfois même ces cœurs sont associés par le biais d'un remplissage des cellules de nid d'abeille avec de la mousse expansée.

Pour finir, des études portant sur des structures de cœur plus originales seront abordées. Un certain nombre de ces structures et leurs caractéristiques seront présentées, bien que leur caractérisation à l'impact soit encore peu traitée dans la littérature. L'objectif consiste à identifier parmi un large panel de possibilités des futures structures de cœur pour des applications de protection à l'impact.

3.3.1 Cœurs métalliques architecturés associés à des peaux métalliques

Concernant les structures sandwichs tout aluminium (cœur et peaux), peu d'études sont situées dans le domaine des moyennes et hautes vitesses d'impact. En effet, elles concernent soit les basses vitesses soit des études de résistance aux ondes de choc pour le secteur naval [YUNGWIRTH, 2008], [RUBINO, 2009], [DHARMASENA, 2010]. Les exemples les plus courants sont l'assemblage de peaux composites ou métalliques avec des cœurs de type nid d'abeille, mousses ou structures tridimensionnelles : treillis de type kagome, forme pyramidale ou profil en Y, etc.

Les structures testées pour la résistance aux ondes de choc sont très proches de celles qui sont envisagées dans cette étude et seraient des candidats potentiels intéressants. Cependant, les conditions de chargement sont éloignées de celles des impacts durs, ce qui limite les comparaisons possibles en termes de résultats expérimentaux. Par contre, les modèles numériques développés peuvent alimenter la présente étude.

Plusieurs exemples de configurations testées et de profils numériques associés sont donnés en Fig. 1- 23.

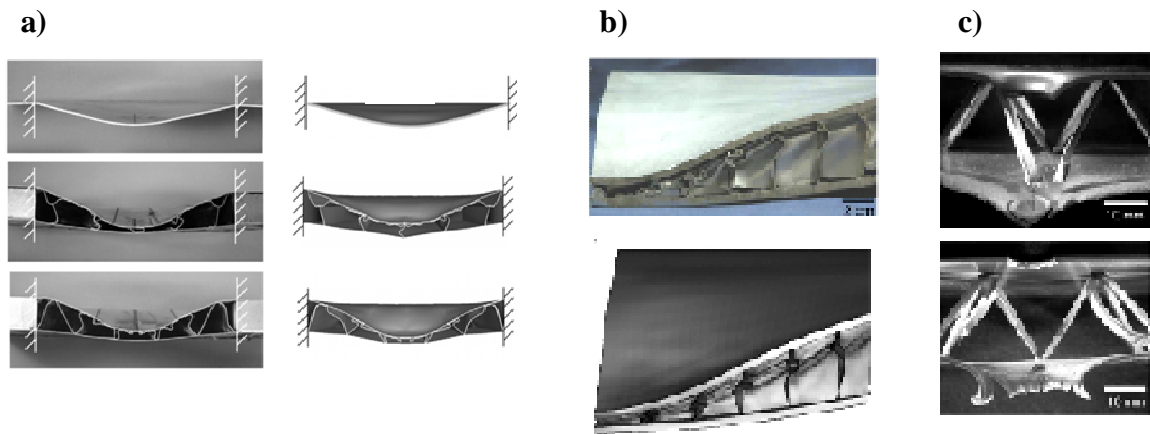


Fig. 1- 23: a) Profils expérimentaux et numériques de structures sandwiches avec cœur en Y [RUBINO, 2009]; b) Profil expérimental et modèle numérique associé d'une structure sandwich avec cœur en nid d'abeille [DHARMASENA, 2010]; c) Endommagements observés sur structures sandwiches avec cœur tridimensionnel pyramidal [YUNGWIRTH, 2008]

Quelques études d'impact sur sandwichs métalliques sont également présentes dans la littérature. C'est notamment le cas de l'étude expérimentale et numérique de Dean et al. qui porte sur le comportement de structures sandwiches à base de peaux acier et d'un cœur en fibres métalliques enchevêtrées [DEAN, 2011].

Le cœur est composé de fibres en acier de diamètre compris entre 60 et 100 μm et d'environ 5 mm de long. La jonction entre fibres est assurée par brasage. Le cœur ainsi obtenu a une épaisseur comprise entre 1 et 2 mm. Cet assemblage a un comportement isotrope transverse avec une résistance supérieure dans la direction de compression. Ce cœur est assemblé avec des peaux en acier de 0.4 mm d'épaisseur.

La structure est impactée avec un projectile sphérique rigide de 8 mm de diamètre et de 2 g avec des vitesses comprises entre 80 et 600 m/s. L'impact a été modélisé par simulation numérique sous Abaqus. Le comportement des peaux est représenté par le modèle de Johnson Cook avec prise en compte de l'influence de la vitesse de déformation et de la température. Le critère de rupture est défini sur la base d'une déformation plastique limite dépendante de la vitesse de déformation et de la triaxialité. Le comportement dynamique de l'acier 304L est repris d'une étude expérimentale qui montre une diminution de 20% de la déformation à rupture à 10000 s^{-1} par rapport au domaine quasi-statique.

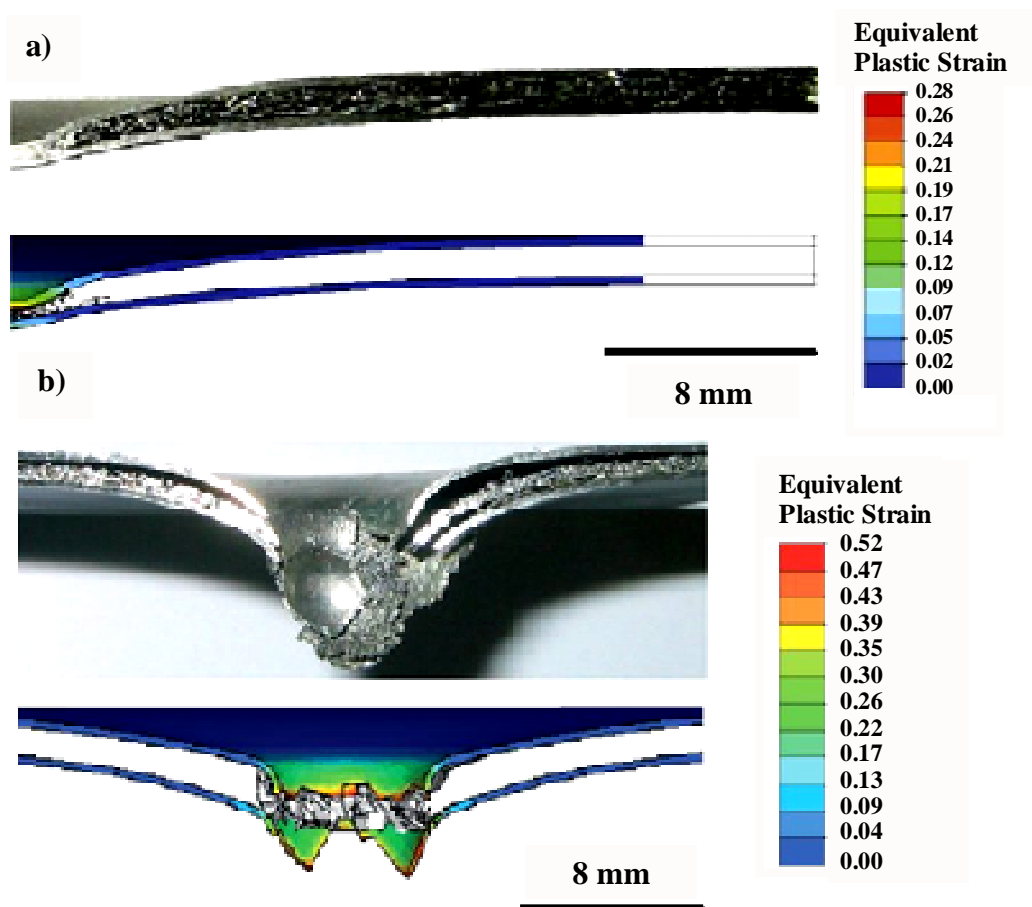


Fig. 1- 24: Profil expérimental et numérique après impact d'un sandwich à peaux acier et cœur en fibres enchevêtrées métalliques [DEAN, 2011] : a) Impact à 103 m/s ; b) Impact à 234 m/s

Les résultats d'impact ont permis d'identifier la vitesse limite balistique de cette structure, établie à 210 m/s. Pour des vitesses d'impact comprises entre 80 et 150 m/s, les sandwichs ne sont pas perforés. La déformation plastique des peaux intervient sur une large surface, ce qui constitue le mode principal de dissipation d'énergie (Fig. 1- 24a). Au-dessus de la vitesse limite balistique, les déformations sont plus localisées et les peaux rompent en traction sous le projectile, avec formation de pétales (voir Fig. 1- 24b). Les performances à l'impact de cette structure sandwich ont été comparées à celles de plaques séparées d'un espacement identique ou d'une plaque seule. Les résultats expérimentaux obtenus montrent que la quantité d'énergie absorbée par le sandwich et les plaques sont proches, ce qui indique que l'énergie est principalement absorbée via la déformation plastique des peaux.

Ces études montrent de manière générale l'intérêt des structures sandwichs par rapport aux plaques monolithiques en termes de déflexion arrière et de résistance rapportée à la masse [RATHBUN, 2006], [RUBINO, 2009], [DHARMASENA, 2010]. Cependant peu d'études d'optimisation sont réalisées sur ces structures à ce jour ([CRUPI, 2012] : influence de la taille des cellules du nid d'abeille en impact basse vitesse ou [CHI, 2010] : influence de la hauteur de nid d'abeille et de l'épaisseur de la peau avant sur la résistance à l'onde de choc) et elles sont moins abouties que pour les plaques métalliques seules (cf. Section 2.2).

3.3.2 Etudes de sandwichs avec cœurs classiques : mousses et nids d'abeille Nomex

Ce paragraphe propose une synthèse de quelques résultats obtenus sur quelques cœurs couramment rencontrés : mousses, nid d'abeille Nomex et combinaison de ces deux structures (nid d'abeille Nomex dont les cellules sont remplies de mousse).

a) Etudes d'impact sur structures sandwiches avec cœur en mousse

Les mousses sont couramment intégrées dans des structures sandwiches en tant que cœur. De nombreuses études observent un lien entre les performances à l'impact du sandwich et les propriétés de la mousse. C'est notamment le cas de Hassan et al. qui a caractérisé neuf types de mousses PVC et PET en quasi-statique et en impact basse vitesse [HASSAN, 2012]. Les auteurs ont observé que la résistance à la perforation des panneaux sandwichs passe par la résistance en cisaillement des mousses. Akil a confirmé ce point en montrant, sur des impacts en basse vitesse que le seuil d'initiation de rupture et la réponse dynamique des sandwichs diffèrent en fonction des propriétés des mousses [AKIL, 2002].

Ivañiez et al. proposent ainsi une étude numérique d'impact à haute vitesse sur un sandwich avec cœur en mousse et peaux en composites [IVANIEZ, 2011]. La modélisation de la mousse tient compte des trois phases de compression (solicitation élastique, écrasement et densification). Le comportement de la mousse a été évalué sur la base d'essais expérimentaux en quasi-statique et en impact à basse vitesse, et les effets dynamiques sont négligés dans le modèle.

La structure sandwich étudiée ici est composée de peaux en fibre de verre et résine polyester de 3 mm d'épaisseur et d'un cœur en mousse de 30 mm. Le modèle numérique du sandwich est comparé à des peaux seules espacées de 30 mm. Le projectile est sphérique de 7.5 mm de diamètre et de 1.7 g.

Les vitesses balistiques expérimentales du sandwich et des peaux atteignent respectivement 344 et 335 m/s. Le modèle numérique prédit ces vitesses avec un écart inférieur à 5 %. Les courbes d'évolution de la vitesse du projectile obtenues par simulation sont données en Fig. 1- 25. Les deux diminutions rapides de la vitesse sont dues à la rupture de chacune des peaux du sandwich. On peut observer à 400 m/s une diminution légère de la vitesse entre 30 et 100 μ s, ce qui correspond à la perforation du cœur par le projectile. On peut constater que l'énergie dissipée par le cœur (correspondant à la perte d'énergie cinétique du projectile) est très faible par rapport aux peaux. D'autre part, la présence d'un cœur tend à localiser l'endommagement de la peau avant en restreignant ses déplacements. Au contraire, l'endommagement est plus étendu dans la peau arrière avec un cœur. Ceci est attribué à la diminution de la vitesse (même faible) provoquée par le cœur, qui permet à la peau arrière de se déformer sur une plus grande zone.

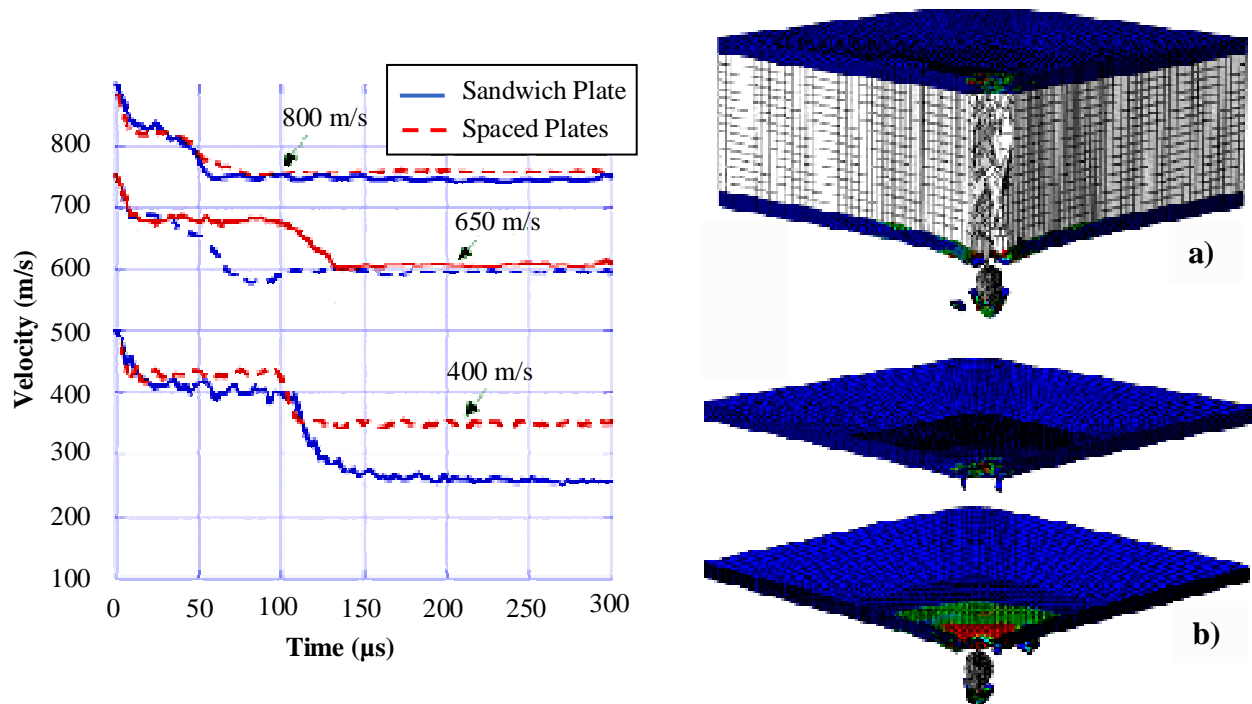


Fig. 1- 25: Etude numérique d'impact sur structures sandwiches et peaux espacées : évolution des vitesses d'impact et modes d'endommagement [IVANÍEZ, 2011]

Certaines études mentionnent que, comme pour le nid d'abeille aluminium, la mousse serait sensible à la vitesse de sollicitation. Ce point est souligné par plusieurs auteurs qui attribuent la non prise en compte des effets dynamiques à une compréhension incomplète du comportement de la structure sandwich [MAHFUZ, 2006], [IVANÍEZ, 2011]. Mahfuz et al. ont étudié le comportement de sandwichs avec plusieurs types de mousse polyuréthane. Des mousses de masses volumiques différentes (75 , 130 et 300 kg/m^3) ont été caractérisées (voir Fig. 1- 26).

Des études de compression dynamique ont montré que la hausse de contrainte plateau sous chargement dynamique est très significative pour des mousses de faible masse volumique (75 kg/m^3) et négligeable pour des mousses denses (300 kg/m^3).

La microstructure semble également jouer un rôle. De manière relativement surprenante, les auteurs observent que si la mousse H130 a une meilleure résistance en compression quasi-statique que la mousse HD130, la tendance contraire est vraie en dynamique (Fig. 1- 26). Cette différence est attribuée à la microstructure des deux mousses, puisqu'elles ont une masse volumique égale. La mousse de type HD130 est composée de cellules de petite taille avec des parois épaisses comparativement à la mousse H130. De plus, la mousse HD130 présente des cellules de forme relativement irrégulière et allongée, contrairement à la mousse H130 qui a une forme régulière hexagonale.

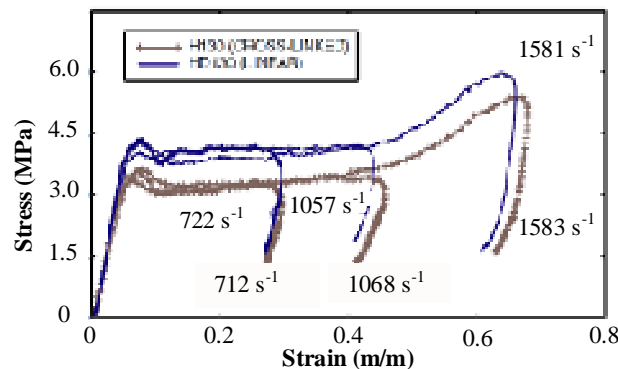


Fig. 1- 26: Comportement en compression en fonction de la vitesse de déformation, à masse volumique et microstructures (à 130 kg/m^3) différentes

En conclusion, on peut souligner plusieurs points :

- ◆ Il existe un lien entre les performances des sandwichs avec cœur en mousse et les caractéristiques de la mousse. En particulier, la résistance à la perforation des sandwichs est largement influencée par la rupture des mousses en cisaillement transverse.
- ◆ Les études numériques sur structures sandwichs montrent que la mousse dissipe peu d'énergie par rapport aux peaux. Cependant, sa présence tend à localiser les efforts sur la peau avant et à mieux les distribuer sur la peau arrière.
- ◆ Pour finir, certains auteurs soulignent qu'il est important de prendre en compte les effets dynamiques intervenant sur le comportement de la mousse. Ces effets dépendent de la densité de la mousse et de sa microstructure et sont particulièrement significatifs pour des mousses de faible masse volumique (moins de 100 kg/m^3).

b) Etudes d'impact sur structures sandwichs avec cœur en mousses renforcées

Les études reportent que les mousses sont généralement endommagées en cisaillement. Ainsi, pour améliorer leur résistance, plusieurs auteurs ont étudié le comportement de mousses renforcées dans l'épaisseur. En général, les renforts sont assurés par des points de couture entre les peaux et le cœur ou des supports verticaux (voir illustrations en Fig. 1- 27) [XIA, 2010], [TEKALUR, 2009]. Certaines études portent sur le comportement de sandwichs avec cœurs en nid d'abeille Nomex où les cellules sont remplies de mousse [CHRISTOPHERSON, 2005].

Xia et al. ont montré que le renfort améliore les performances des structures sandwichs en impact à basse vitesse (énergies comprises entre 25 et 70 J). En effet, pour une même énergie d'impact, les structures avec couture supportent des efforts supérieurs et montrent des zones endommagées plus petites. Le renfort permet d'améliorer la résistance de la mousse dans la direction de compression et assure sa stabilité structurale dans l'épaisseur. Tekalur et al. ont mené une étude de résistance au choc de structures sandwichs. Des différences très importantes sont visibles entre les cas avec et sans couture. En effet, sans la présence de renforts, les deux peaux se déforment de manière indépendante (transfert des efforts non assuré entre les peaux), ce qui engendre une rupture rapide de la structure. Au contraire, avec couture, le sandwich se déforme sur une zone étendue en flexion et la déformation des peaux est synchrone (bon transfert des efforts assuré par le cœur).

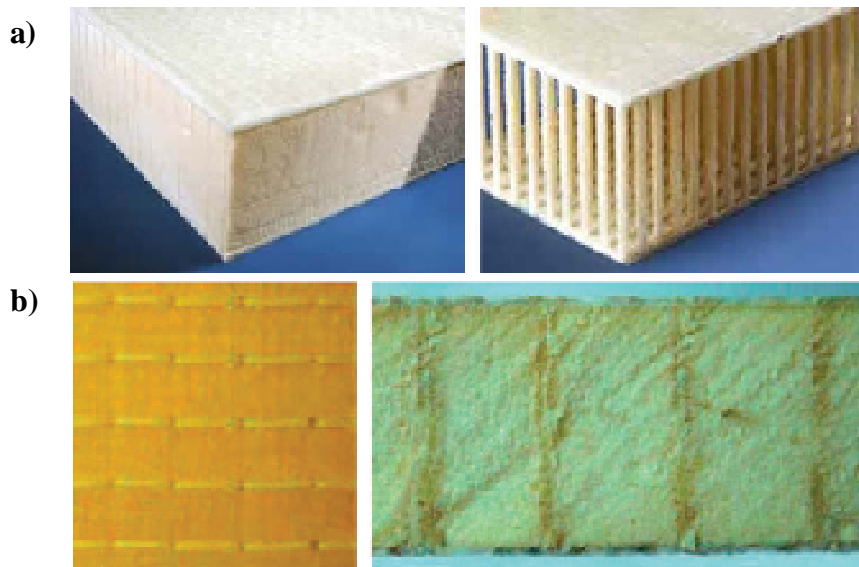


Fig. 1- 27: a) Mousse renforcée (vue avec et sans mousse) [TEKALUR, 2009] ; b) Mousse renforcée par points de couture, vue de face et de côté [XIA, 2010]

Ainsi, on peut constater que les mousses renforcées (par couture ou combinées avec une structure de type nid d'abeille) présentent une meilleure résistance et une meilleure stabilité structurale dans l'épaisseur par rapport aux mousses seules. Cependant, à notre connaissance, il n'y a pas d'études de caractérisation dynamique ou d'impact à hautes vitesses sur ces structures à ce jour.

c) Etudes d'impact sur structures sandwiches avec cœur en nid d'abeille Nomex

Le nid d'abeille Nomex est couramment utilisé en tant que cœur, et souvent associé avec des peaux composites.

Zinno et al. ont montré sur des essais d'impact à basse vitesse que le cœur contribue peu à l'absorption d'énergie dans la structure (sandwichs à peaux de 2 mm d'épaisseur en composite à fibre de verre et résine phénolique et cœur de 11 mm en Nomex ; projectile sphérique de 16.8 kg à vitesse comprise entre 1 et 8 m/s) [ZINNO, 2011]. Christopherson et al. ont montré une nette supériorité d'un sandwich avec cœur en nid d'abeille Nomex épais, par rapport à une même configuration avec un cœur fin (épaisseurs respectives de 15.9 et 25.4 mm). Dans le premier cas, l'énergie absorbée maximale atteint 110 J (soit 122.5 m/s de vitesse initiale) contre 56 J (soit 99.4 m/s) pour le second cas. Ces essais ont été réalisés sur des structures sandwiches avec peaux en carbone/époxy (4 plis pour chaque peau) et un cœur en nid d'abeille Nomex rempli de mousse. Les essais ont été réalisés à des vitesses comprises entre 80 et 150 m/s, avec un projectile sphérique de 12.7 mm de diamètre et de 16 g [CHRISTOPHERSON, 2005].

Plusieurs auteurs soulignent le fait que le comportement dynamique du cœur influence significativement le comportement du sandwich. Les études dynamiques effectuées sur le nid d'abeille Nomex soulignent une augmentation marginale de la rigidité et contrainte pic du nid d'abeille, mais une hausse significative de la contrainte plateau [HEIMBS, 2007].

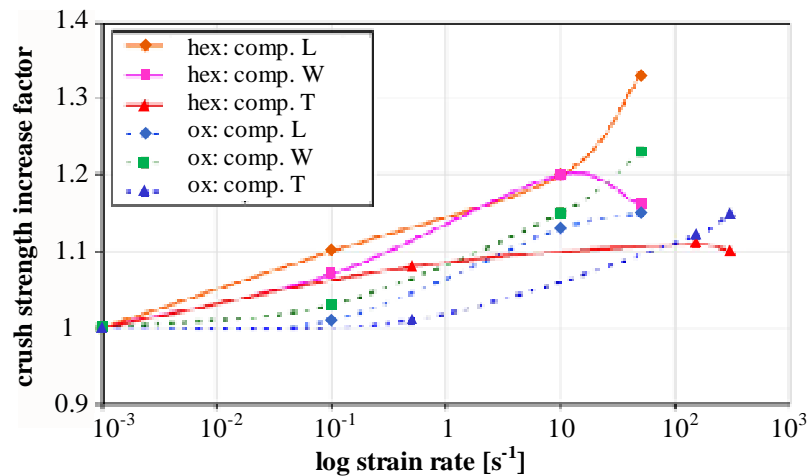


Fig. 1- 28: Augmentation mesurée de la contrainte plateau en fonction de la vitesse de déformation pour un nid d'abeille Nomex à cellules hexagonales et rectangulaires (type ox : over expanded) [HEIMBS, 2007]

En ce qui concerne les modèles numériques développés sur le nid d'abeille Nomex, on peut retrouver les mêmes types de modélisation que pour le nid d'abeille aluminium :

- ◆ Représentation par des ressorts de rigidité équivalente [CASTANIE, 2008]
- ◆ Représentation par un matériau homogène équivalent
- ◆ Représentation de la géométrie exacte du nid d'abeille [GILIOLI, 2012]

Gilioli et al. ont étudié le comportement à l'impact basse vitesse de sandwichs avec peaux aluminium (nuance 2024, 0.37 mm d'épais) et nid d'abeille Nomex (20 mm d'épais, 32 kg/m³) [GILIOLI, 2012]. L'impact est réalisé par un projectile sphérique de 25.4 mm de diamètre et de masse comprise entre 1.22 et 1.41 kg. Les essais ont permis de déterminer une énergie critique de 40 J pour cette structure (début de rupture de la peau avant).

Une étude numérique associée aux essais a été réalisée. Les auteurs ont modélisé la géométrie exacte du nid d'abeille à l'aide d'éléments plaques. Une étude d'influence du maillage a permis de déterminer une taille optimale d'éléments de 0.6 mm de côté. Une zone à maillage raffiné est modélisée sous le projectile et plus loin de l'impact, le maillage est choisi plus grossier afin de limiter les temps de calcul. Le comportement des peaux est repris par le modèle d'écoulement et de rupture de Johnson Cook. La vitesse limite de cette structure est de 36 J avec les essais expérimentaux (peau avant intacte), tandis que la peau avant est rompue dans le modèle à même énergie.

3.3.3 Etude de structures sandwichs avec d'autres types de cœur

Malgré l'utilisation courante de structures de cœur en nid d'abeille, plusieurs problématiques se posent sur leur utilisation :

- ◆ Inconvénients propres aux cœurs à porosité fermée : accumulation possible d'eau condensée dans les cellules, ce qui augmente la masse de la structure et réduit sa résistance mécanique
- ◆ Difficultés rencontrées au niveau du collage, à cause de la géométrie du nid d'abeille et des faibles surfaces de contact

Un certain nombre d'études se proposent de concevoir et développer des solutions de remplacement afin de palier à ces inconvénients. Parmi celles-ci, on retrouve par exemple des assemblages de barres ou encore des enchevêtrements de fibres.

Ces structures présentent plusieurs avantages :

- ◆ Structures à porosités ouvertes : intégration possible de câbles de contrôle ou de mesure et évacuation de l'eau condensée
- ◆ Large choix de matériau constitutif pour ces structures : association de matériaux composites et métalliques pour des problèmes de poids et de conduction électrique par exemple
- ◆ Large choix de géométries et de paramètres conditionnant les propriétés mécaniques

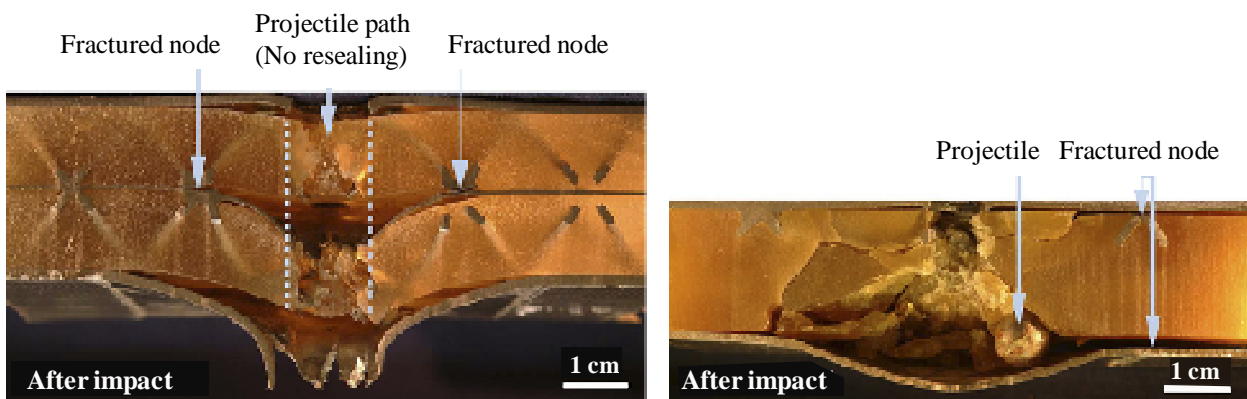


Fig. 1- 29: Structures pyramidales acier avec double et simple stratification et résine polyuréthane impactées respectivement à 613 et 632 m/s [YUNGWIRTH, 2006]

Parmi les structures testées à l'impact, on peut citer des études expérimentales et numériques sur des assemblages tridimensionnels de barres métalliques (forme pyramidale), avec ou sans remplissage [YUNGWIRTH, 2006], [YUNGWIRTH, 2008], [NI, 2012]. Les performances de ces cœurs semblent prometteuses à l'impact. Cependant, la masse volumique de ces structures est largement supérieure aux sandwichs aluminium ou composites présentés précédemment (structures pyramidales de masse surfacique comprise entre 50 et 100 kg/m², contre 16 kg/m² pour 6 mm d'aluminium par exemple). Ainsi, comme on travaille à masse minimale dans cette étude, on privilégiera l'emploi de structures aluminium ou composites.

Des structures tridimensionnelles composites sont également étudiées. Des structures zigzag élaborées en composites à fibres de carbone et d'aramide ont été fabriquées et caractérisées à l'impact par Heimbs et al. [HEIMBS, 2009]. Ces structures ont l'avantage de présenter des porosités ouvertes et de laisser place à un large choix de paramètres : nature de la fibre, taille du motif, stratification, etc. (Fig. 1- 30). Ces structures présentent des propriétés mécaniques quasi-statiques supérieures au nid d'abeille Nomex à densité comparable (110 kg/m³). De plus, la géométrie réduit les délaminages et les endommagements qui restent localisés.

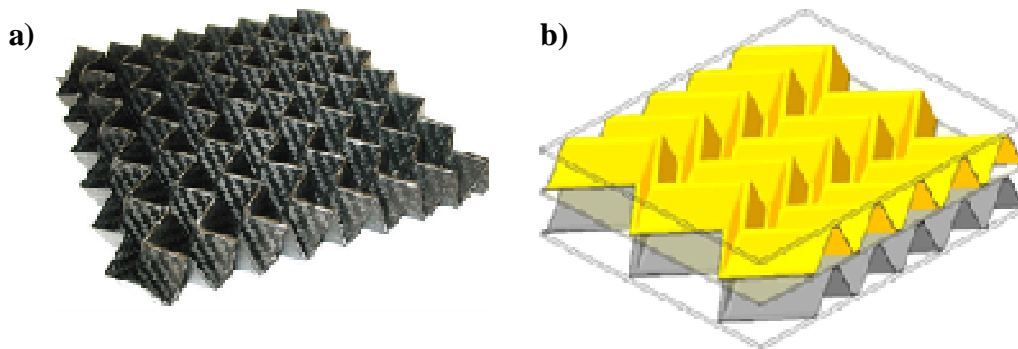


Fig. 1-30: Structures zigzag : a) Structure simple en composite carbone ; b) Structure double en composite à fibre aramide (avant) et carbone (arrière) – [HEIMBS, 2009]

Une étude d'impact à vitesse modérée de ces structures souligne les bons résultats de la structure multicouche et multi matériaux (cf. Fig. 1- 30b). Le composite en fibre aramide est localisé face à l'impact pour obtenir un comportement plus souple, tandis que celui en carbone est placé à l'arrière pour dissiper de l'énergie par fragmentation. Ce cœur assemblé avec 2 mm de peaux composites à fibre de carbone a une vitesse limite évaluée à 132 m/s (projectile cubique de 12 mm de côté et de 13.4g). On peut en effet voir en Fig. 1- 31c que le projectile est resté bloqué dans le sandwich sans que la peau arrière ne soit perforée.

Un modèle numérique a été développé par Heimbs et al. sur les cas monocouches et bicouches. La séquence d'impact et l'évolution de la vitesse du projectile sur le cœur bicouche sont données en Fig. 1- 31a et b. Le modèle donne une bonne corrélation avec les résultats expérimentaux. Les auteurs attribuent les diminutions rapides de vitesse à la rupture de la peau avant et des peaux intermédiaires. Ils en concluent que les peaux absorbent une grande partie de l'énergie cinétique du projectile, et que le cœur joue un rôle secondaire.

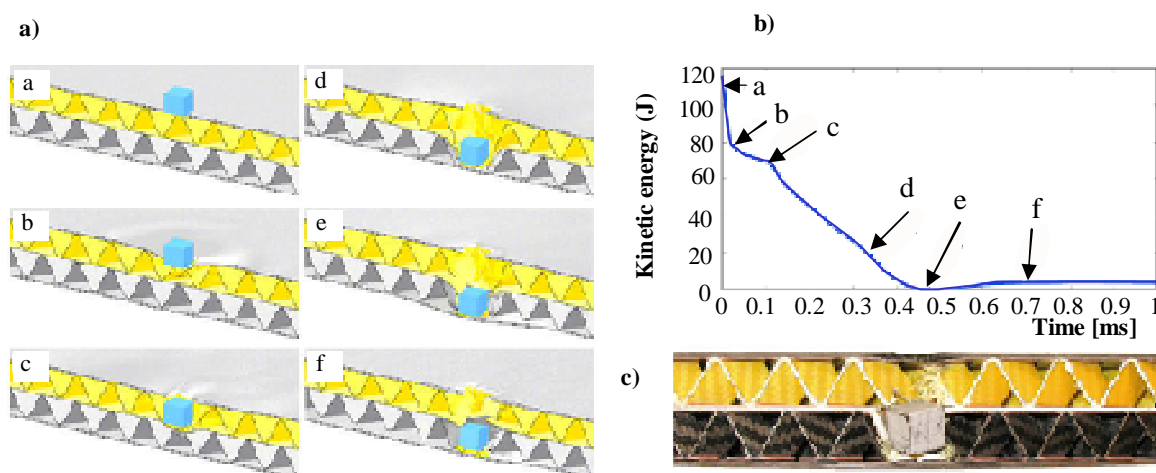


Fig. 1-31: a) Etapes d'impact de la double structure de cœur identifiées par simulation numérique ; b) Evolution de la vitesse du projectile ; c) Vue de la structure après impact (132 m/s, 117J) – [HEIMBS, 2009]

D'autres structures tridimensionnelles creuses peuvent également être évoquées. L'avantage de ces structures tricotées repose sur le fait que les peaux et le cœur sont assemblés directement lors de la fabrication et non par collage, ce qui évite les risques de délaminage. Certaines de ces structures sont présentées en Fig. 1- 32.

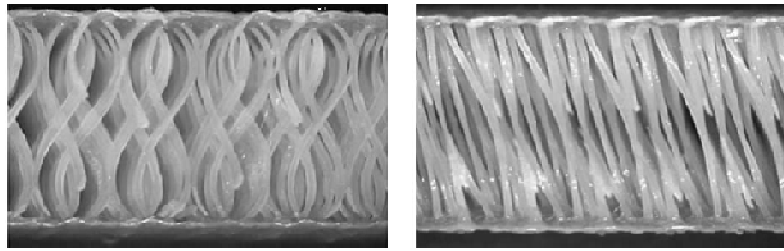


Fig. 1- 32: a) Vue en coupe des structures 3D tricotées [VAIDYA, 2000]

Une première étude menée par Vaidya et al. sur ces structures assemblées avec des peaux en composite verre/époxy ne montre aucun délaminage. En revanche, les auteurs observent un endommagement de la peau avant sous le projectile et un flambage local du cœur.

D'autres structures de cœur élaborées à base d'assemblages de fibres sont également étudiées dans la littérature. Ces fibres peuvent être composites ou métalliques. Elles peuvent être assemblées par l'ajout d'une colle polymère ou par brasage.

Une étude de Dean et al. a permis de caractériser le comportement à l'impact de structures sandwiches avec cœur en fibres métalliques enchevêtrées (voir en Section 3.3.1) [DEAN, 2011]. Mezeix et al. ont développé et caractérisé des enchevêtrements de fibres. Diverses structures ont été étudiées en faisant varier la nature des fibres (carbone, verre, aramides et mélanges), leur diamètre, la quantité de résine, etc. [MEZEIX, 2009]. Ces structures sont des candidats potentiels pour des applications multifonctionnelles comme l'impact ou l'amortissement acoustique.

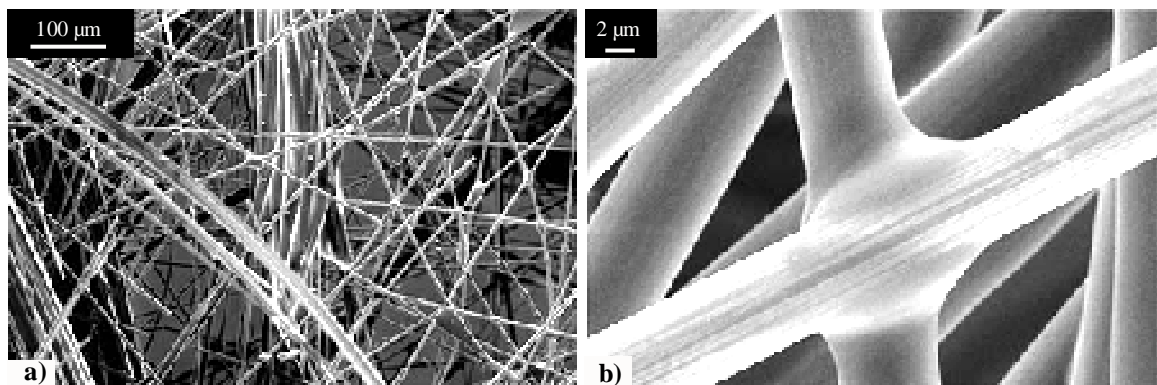


Fig. 1- 33: a) Observation au microscope d'un enchevêtrement de fibres carbone ; b) Joint de résine époxy à l'intersection des fibres [MEZEIX, 2009]

Ces structures ont été testées en impact à basse vitesse en tant que cœur sur différentes configurations de sandwich [SHADIN, 2011]. Deux séries de sandwichs ont été testées, l'une avec peaux en composites à fibres de carbone, et l'autre en fibre de verre. Pour chaque cas, des cœurs en nid d'abeille Nomex, mousse et fibres enchevêtrées ont été testés. Ces premiers essais montrent que l'énergie absorbée par des enchevêtrés durant l'impact est globalement comparable à celui des mousses ou du Nomex, ce qui permet de l'envisager pour des applications d'impact.

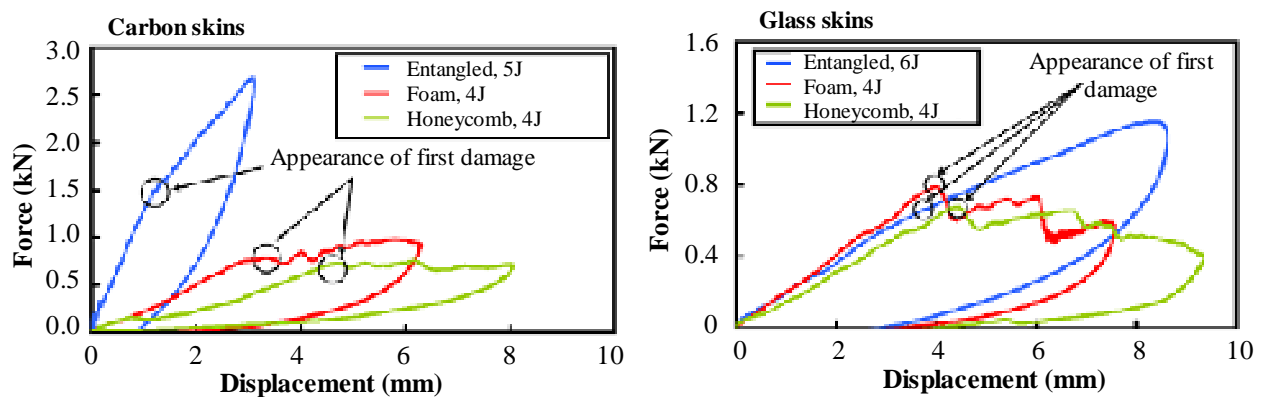


Fig. 1- 34: Courbes d'effort-déplacement obtenues pour différents cœurs avec peaux en composite à fibre de carbone et de verre [SHADIN, 2011]

Pour finir, certains auteurs s'intéressent au comportement de matériaux architecturés à gradients de propriétés. Ces études sont relativement récentes et font souvent intervenir des matériaux comme des assemblages de mousses à masses volumiques et propriétés variables [WANG, 2009], [GARDNER, 2012]. D'autres auteurs s'intéressent au comportement d'empilements de sphères creuses à masse volumique graduelle (assurée par une diminution progressive de l'épaisseur des parois des sphères) [ZENG, 2010]. Une illustration de ces matériaux architecturés est proposée en Fig. 1- 35.

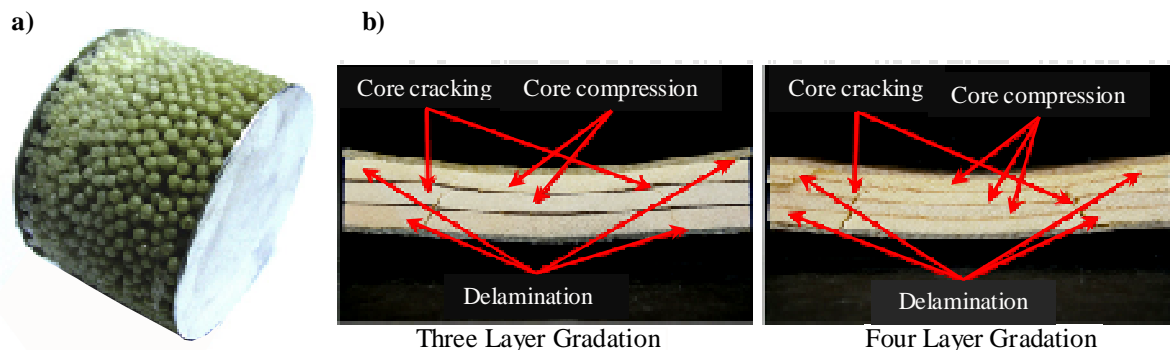


Fig. 1- 35: Cœurs à gradient : a) Empilements de sphères creuses [ZENG, 2010] ; b) Structures sandwiches avec mousses à densité graduelle [GARDNER, 2012]

Gardner et al. ont étudié les performances de deux, trois et quatre couches de mousses à épaisseur constante (38 mm) et à densité graduelle (300-800 kg/m³). Les échantillons sont testés à l'impact à l'aide de barres d'Hopkinson. Les résultats montrent que les mousses à 4 couches et à densité croissante ont les meilleures performances.

Ces structures sont notamment pressenties en tant qu'absorbeurs de chocs (de même que les fibres enchevêtrées). En effet, des propriétés graduelles peuvent modifier l'amplitude du pic de contrainte dû à la propagation des ondes de choc, la durée et la répartition de l'énergie absorbée. D'autre part, ces structures présentent plusieurs intérêts pour l'impact : capacité à répartir les efforts sur une grande surface et optimisation de la masse, dans le sens où on cherche à placer la matière là où elle est le plus utile dans la résistance à l'impact ou au choc.

3.4 Conclusions

L'impact sur structures sandwiches est largement traité dans la littérature et les modes d'endommagement de ces structures sont clairement identifiés à ce jour. Un aperçu de la littérature a été effectué sur un certain nombre de structures utilisées en tant que cœur de sandwich. Parmi les plus courantes, on peut citer le nid d'abeille aluminium ou Nomex et les mousses. D'autres structures de cœur plus originales ont également été évoquées : assemblages de poutres, enchevêtrements de fibres, cœurs en zigzag, structures tricotées, etc.

Un point commun revient régulièrement sur les études d'impact présentées. Beaucoup d'auteurs soulignent que le cœur contribue de manière très minoritaire à l'absorption d'énergie dans la structure. Cette assertion se vérifie sur des impacts à basse et haute vitesse et sur plusieurs couplages cœur-peaux. En effet, ce sont les peaux qui s'imposent systématiquement comme l'acteur majoritaire dans le transfert et l'absorption de l'énergie cinétique du projectile. De fait, les efforts de recherche se concentrent plutôt sur l'étude des peaux à cœur donné que le contraire et le cœur semble avoir une place secondaire dans la résistance à l'impact du sandwich.

Or, ces résultats semblent aller à l'encontre d'une idée largement répandue, qui consiste à associer des cœurs avec de bonnes capacités d'absorption d'énergie (c'est le cas des nids d'abeille par exemple). Cela peut s'expliquer par le fait que les structures sandwiches testées sont souvent endommagées sur une petite surface. Ainsi, même si le cœur peut potentiellement dissiper beaucoup d'énergie par écrasement, en réalité, seule une petite zone contribue à l'absorption d'énergie. De plus, certains auteurs soulignent le fait que les propriétés du cœur conditionnent le maintien de la peau avant, ce qui influence sa résistance à la perforation. On peut ainsi identifier l'importance de la notion de couplage peaux-cœur. Le cœur joue également un rôle de transfert des efforts entre les deux peaux.

Il est intéressant de noter que contrairement aux impacts à projectiles durs, l'ajout d'un cœur est considéré comme unanimement bénéfique sur des structures de protections aux ondes de choc. En effet, l'ensemble des études s'accorde sur le fait que l'ajout d'un cœur diminue la déflexion des structures. Cependant, il reste difficile de conclure si ces résultats sont dus au couplage peaux-cœurs métalliques ou au type de chargement.

Un autre point récurrent aux structures concerne la sensibilité des cœurs à la vitesse de compression. Cet effet est présent pour le nid d'abeille, aluminium et Nomex, ainsi que pour les mousses. Les auteurs montrent que la résistance en compression des structures et en particulier la contrainte plateau augmente significativement avec la vitesse. Les effets dynamiques ne sont pas systématiquement pris en compte dans la modélisation des impacts à basse vitesse, et les résultats numériques semblent néanmoins proches de la réalité. Cependant, d'après les auteurs, ces effets doivent être considérés dans les modèles d'impact à hautes vitesses. Les autres structures de cœur (structures tridimensionnelles, matériaux fibreux, etc.) étant plus marginales et récentes, leur comportement dynamique ne fait pas encore l'objet d'études spécifiques.

Pour finir, on peut constater qu'un nombre significatif de structures architecturées plus originales que les nids d'abeille et la mousse sont élaborées et caractérisées dans la littérature. Le besoin de tels matériaux se justifie par les inconvénients évoqués pour ces structures : condensation, collage parfois difficile, etc. La majorité des études sur des matériaux et structures originaux est relativement récente et assez disparate de par la variété des structures étudiées : enchevêtrements de fibres, de poutres, matériaux à gradients de propriétés, architectures tridimensionnelles obtenues à partir de structures tricotées ou de tôles pliées... Ces structures semblent prometteuses bien qu'à ce jour peu d'entre elles n'aient été testées à l'impact en moyennes et hautes vitesses.

4. Etudes expérimentales et numériques sur tissus secs

Les tissus secs sont largement utilisés pour leur souplesse et leur haute résistance spécifique. On les retrouve dans de nombreuses applications : protections individuelles et équipements de protection (gilets pare-balles, gants de protection, airbags, ceintures de sécurité, blindages), ou encore pour des voiles ou parachutes.

On évaluera dans un premier temps de manière succincte les modes d'endommagement des tissus à l'impact. Dans un second temps, une étude d'influence de quelques paramètres de l'essai et des tissus sera proposée, afin de dégager des tendances. Par la suite, la caractérisation quasi-statique des tissus secs sera abordée. Pour finir, quelques modèles numériques développés et présentés dans la littérature seront décrits et confrontés.

4.1 Réponse des tissus à l'impact

L'endommagement des tissus est un point abordé par de nombreuses études, notamment analytiques, afin d'établir des prédictions sur le comportement du tissu. Un certain nombre d'auteurs se réfèrent au comportement d'un unique fil de tissu soumis à un impact transverse qui constitue un cas de référence. Ce cas est illustré en Fig. 1- 36. Lorsque le projectile impacte un fil, deux ondes se propagent à partir du point d'impact, l'une longitudinale et l'autre transverse. L'onde longitudinale se déplace à la vitesse du son dans le matériau. Elle est suivie d'un déplacement transverse du fil dans la même direction que le projectile. Cette onde transverse se propage à une vitesse inférieure à l'onde longitudinale.

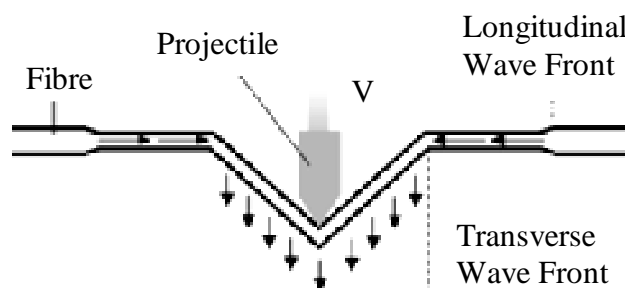


Fig. 1- 36: Impact transverse d'un fil de tissu [CHEESEMAN, 2003]

Ce phénomène est également observé dans les cas d'impact sur tissus avec une déflexion transverse des fils principaux (situés sous le projectile) et la propagation d'une onde longitudinale [CUNNIFF, 1992]. Ce phénomène entraîne également la déflexion des fils secondaires (en contact avec les fils principaux), qui eux-mêmes induisent des déplacements aux fils avec lesquels ils sont en contact, etc. Ces interactions entre fils dépendent du frottement entre fils et entraînent plusieurs types d'endommagements : glissement des fils primaires dans la direction longitudinale et latérale, déplacement latéral des fils secondaires, rupture des fils, etc.

4.2 Etude d'influence de certains paramètres sur le comportement des tissus

Les structures tissées sont caractérisées par un grand nombre de paramètres (qui ne sont pas tous indépendants), ce qui rend les études d'influence difficiles. Une synthèse globale des différents paramètres est néanmoins proposée par plusieurs auteurs. Cheeseman et al. [CHEESEMAN, 2003] ont répertorié un certain nombre de paramètres pouvant influencer les performances de tissus secs ou de composites souples soumis à un impact balistique. Il existe deux catégories parmi ces paramètres :

- ◆ Paramètres propres à l'essai d'impact : conditions limites, paramètres de l'impact (vitesse, masse et énergie), profil et dimensions du projectile.
- ◆ Paramètres propres au tissu : nature de la fibre (densité linéique, caractéristiques mécaniques, propriétés de surface), motif du tissu (masse surfacique, embuvage ou retrait), dimension du tissu, orientations, nombre de plis, propriétés de contact.

On se propose ici d'étudier de manière succincte l'influence de certains paramètres propres à l'essai et au tissu, parmi ceux qui semblent les plus significatifs. L'objectif de cette section est d'évaluer des tendances générales de comportement des tissus secs.

4.2.1 Paramètres de l'essai

a) Forme et vitesse du projectile

Un certain nombre d'études étudie le comportement de tissus secs avec différents projectiles (formes, masse, section, etc.) et/ou à différentes vitesses d'impact. De manière similaire à l'étude du projectile sur plaques métalliques (voir en section 2.1), le projectile sphérique apparaît comme la forme la moins critique, suivie par le projectile plat puis pointu [CHEESEMAN, 2003].

La forme du projectile conditionne les modes d'endommagement des tissus :

- ◆ Forme sphérique : glissement des fils entraînés par le projectile
- ◆ Forme aplatie : cisaillement du tissu dans l'épaisseur
- ◆ Forme pointue : écartement des mèches et peu d'énergie absorbée [MONTGOMERY, 1982], [BAZHENOV, 1997]

La vitesse d'impact conditionne le comportement du tissu, selon que l'on se trouve au-dessus ou en dessous de la limite balistique propre à la structure testée. En-dessous de cette limite, le pic initial de contrainte n'engendre pas la rupture des fils du tissu au début de l'impact.

L'apparition d'une onde de déformation longitudinale, suivie par une autre transverse permet au tissu de répartir les efforts sur une grande surface, ce qui est bénéfique en termes d'énergie absorbée (voir la Fig. 1- 36 en section 4.1). Au-delà de cette vitesse, les fils principaux cassent, et l'endommagement reste local. A titre d'exemple, sur un pli de taffetas à fibre de Twaron encastré sur deux bords, la vitesse limite est de 500 m/s [LIM, 2003].

Les vitesses d'impact modérées propres à cette étude nous permettent de nous placer bien en-dessous de la vitesse balistique des tissus testés.

b) Choix des conditions limites

Les conditions limites choisies ont une grande influence sur le comportement des tissus, et un certain nombre d'études traitent du sujet [DUAN, 2005], [TAN, 2006], [NILAKANTAN, 2012]. Les cas d'étude typiques sont les suivants : encastrement des 4 bords, 2 bords encastrés et 2 libres, 4 bords libres, et enfin bords avec pré-tensions. Globalement, la pré-tension semble avoir un effet positif sur l'énergie absorbée par le tissu, avec une augmentation de vitesse balistique comprise entre 7 et 23% sur différents tissus aramides [CHITRANGAD, 1994].

Duan et al. ainsi que Zeng et al. ont comparé les résultats obtenus pour ces trois cas au travers d'une étude numérique [DUAN, 2005], [ZENG, 2005]. Pour ce faire, ils ont considéré l'impact d'un seul pli de tissu par un projectile sphérique pour des vitesses comprises entre 100 et 800 m/s. Leurs études aboutissent à des conclusions similaires :

- ◆ Le choix de la condition limite influence la quantité d'énergie dans le tissu, via la répartition des déformations et des contraintes (voir les déformées correspondantes en Fig. 1- 37)
- ◆ La quantité d'énergie absorbée est supérieure avec dans l'ordre 4 bords libres, 2 bords libres et l'encastrement 4 bords.
- ◆ La variation d'énergie est très significative puisque le passage d'un encastrement sur 4 bords à 2 bords entraîne une multiplication de l'énergie absorbée par un facteur 4.5.

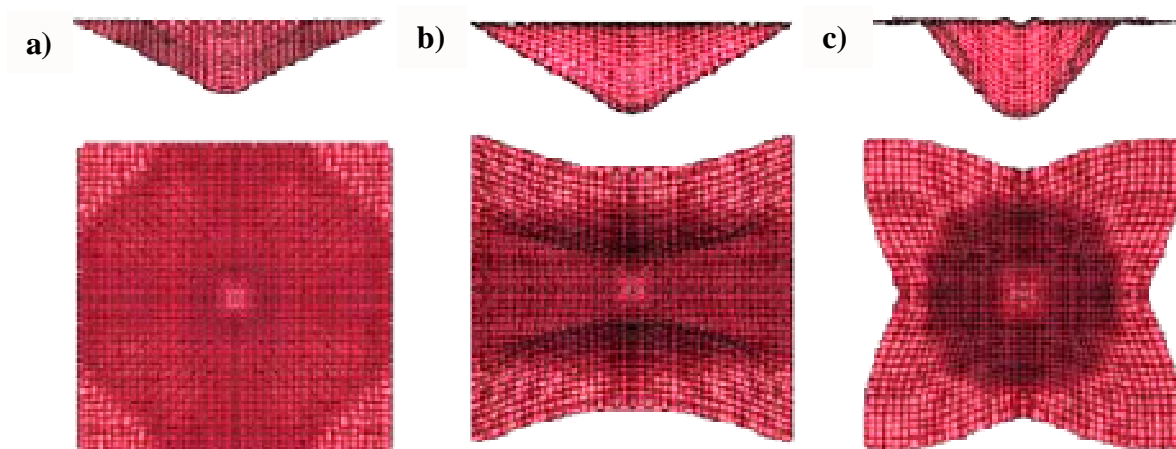


Fig. 1- 37: Déformées numériques obtenues pour les cas de : a) encastrement 4 bords ; b) encastrement 2 bords ; c) bords libres [DUAN, 2005]

D'autre part, un couplage intéressant a été identifié entre les conditions limites et la contribution du frottement entre mèches [DUAN, 2005]. Ce point sera détaillé en section 4.4.2.

Pour finir, Zeng et al. ont également montré qu'un pli orienté à 45° et totalement encastré dissipe plus d'énergie qu'un pli orienté à 0° car la zone de chargement est plus importante.

4.2.2 Paramètres propres au tissu

Le comportement à l'impact des tissus dépend d'un certain nombre de paramètres qui interviennent généralement à l'échelle du fil ou du filament : nature de la fibre, propriétés du fil, du tissage, frottement entre fils, etc. Les paramètres les plus significatifs seront abordés de manière succincte afin d'orienter les choix de tissus et d'assemblage pour notre étude.

a) Aperçu des principaux types de fibres rencontrés

Une synthèse de la littérature permet d'établir la liste assez réduite des fibres majoritairement utilisées en balistique :

- ◆ Fibres aramides disponibles sous les appellations commerciales suivantes : Kevlar 29, 49 ou 149, KM2, Twaron, etc.
- ◆ Fibres polyéthylène hautes performances : fibre DYNEEMA ou SPECTRA, ou encore UHMWPE
- ◆ Fibre PBO (Poly Phenylene Benzobisoxazole) également appelée Zylon

Un ordre de grandeur des propriétés mécaniques des fibres évoquées est donné dans le Tab.1- 4. On note ρ la masse volumique du matériau constitutif de la fibre, E le module de traction, σ^R et ε^R les contraintes et déformations à rupture. Ces valeurs sont à considérer comme des ordres de grandeurs qui peuvent varier de manière significative selon le fil considéré (densité linéique, nombre et diamètre de fibres, etc.).

Fibre	ρ [kg/m ³]	E [GPa]	σ^R [GPa]	ε^R [%]	Références
Kevlar 29	1444	74	2.9	3.38	[CUNNIFF, 2001]
Kevlar 49	1444	120	3.04	1.2	[CUNNIFF, 2001]
Twaron	1444	74	2.12	3.0	[TAN, 2008]
PBO	1540	169	5.2	3.1	[CUNNIFF, 2001]
	1540	180	5.8	3.5	[LARSSON, 2002]
SPECTRA	970	120	2.57	3.5	[CUNNIFF, 2001]
PE SK 66	970	98-118	3.2-3.5	3.7	[LARSSON, 2002]

Tab.1- 4: Aperçu des caractéristiques mécaniques de plusieurs types de fibres

Les propriétés de la fibre, en particulier sa rigidité spécifique sont importantes car elles définissent la vitesse de la propagation des ondes dans le fil. Elles conditionnent ainsi la capacité du tissu à répartir les efforts. Roylance souligne cependant que la réponse de tissus secs ne peut pas être déterminée sur les données de la fibre seule et qu'il convient de tenir compte de la géométrie du tissu [ROYLANCE 1973].

b) Etude de la fibre aramide et effets dynamiques

La fibre aramide est la plus couramment utilisée, c'est la raison pour laquelle elle sera choisie dans notre étude (bonne disponibilité et coût acceptable). Elle présente une bonne résistance spécifique à la rupture en traction.

Des études de caractérisation dynamique effectuées sur différents fils aramides sont disponibles dans la littérature. Elles reportent que le comportement des fils aramides est élastique linéaire à comportement fragile (cf. exemple en Fig. 1- 38). De plus, les auteurs mentionnent un effet dynamique assez conséquent pour ce type de fibres, avec une modification du module, des contraintes et déformations en traction avec la vitesse de sollicitation [TAN, 2008], [SHOKRIEH, 2008]. Le Tab.1- 5 reporte les ordres de grandeur obtenus pour ces études :

Référence	Type de fibre	Vitesse de déformation [s^{-1}]	% d'augmentation
[TAN, 2008]	Twaron	0.008 - 480	+36% en résistance à rupture +26% en allongement à rupture +28% en rigidité de traction
[SHOKRIEH, 2008]	Kevlar 49	140 - 1350	+5% en résistance à rupture +11% en allongement à rupture

Tab.1- 5: Synthèse des effets dynamiques observés sur le comportement en traction de fibres aramides

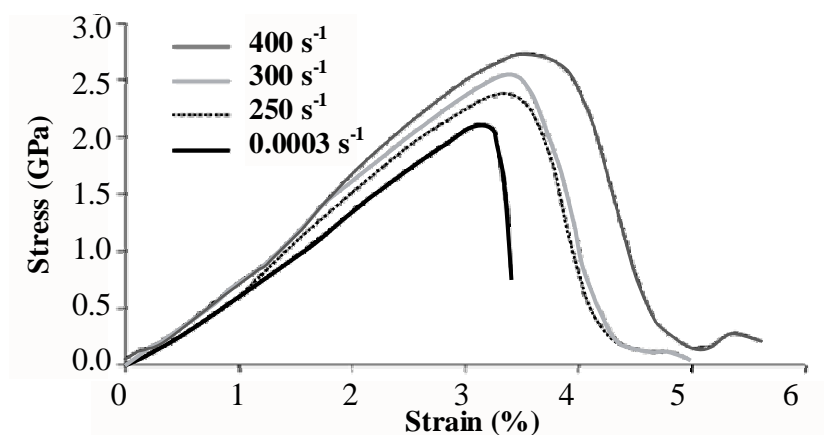


Fig. 1- 38: a) Comportement en traction dynamique d'une fibre de Twaron [TAN, 2008]

c) Propriétés du tissage

Parmi tous les motifs de tissage possibles, la littérature en reporte deux récurrents, le tissage sergé 2/2 et le taffetas. Cuniff souligne que globalement les tissus de faible masse surfacique, ou ceux trop déséquilibrés sont de moindre performance [CUNIFF, 1992]. On définit un facteur de recouvrement du tissage, calculé à partir de la largeur d'une mèche et de l'angle de tissage (sous hypothèse de mèches circulaires). Chitrangad remarque que des tissus ayant un facteur de recouvrement compris entre 0.6 et 0.95 ont de bonnes performances balistiques [CHITRANGAD, 1993]. Au-delà de cet intervalle, les mèches sont dégradées lors du processus de tissage et en-dessous, le tissu offre peu de résistance à l'avancée du projectile.

d) Frottement

Les propriétés de contact entre les fibres et les fils influencent de manière significative le comportement des tissus. Le frottement peut intervenir au niveau du contact entre filaments, entre fils, entre plusieurs plis de tissu, et entre le projectile et la structure tissée. Les fils aramides ont un coefficient de frottement relativement faible comparativement aux autres fibres et il est de l'ordre de 0.22 en quasi-statique. De plus, le coefficient de frottement évolue en fonction de la vitesse relative entre les deux surfaces en contact, et sa valeur diminue sous sollicitations dynamiques pour atteindre environ 0.2 [LAVIELLE, 1991], [LIM, 2003], [ZENG, 2005], [TAN, 2008]. L'effet du frottement sur le comportement du tissu sera vu plus en détail en section 4.4.2.

4.3 Caractérisation quasi-statique des tissus secs

Des études de caractérisation de tissus secs en quasi-statique et en dynamique sont couramment rencontrées dans la littérature : essais de traction des fils (uniaxial, biaxial), essai de cisaillement plan des tissus, essais d'arrachage dans ou hors du plan du tissu, etc. On se focalisera ici principalement sur les études de caractérisation des fibres aramides et sur l'essai d'arrachage.

Un certain nombre d'auteurs étudient le comportement d'arrachage d'un ou plusieurs fils dans un tissu. Les objectifs sont multiples : meilleure compréhension des mécanismes mis en place lors de l'arrachage et de la contribution du frottement, quantification de l'énergie absorbée, amélioration des modèles numériques développés, etc. Les études expérimentales sont effectuées en quasi-statique et associées à des modèles numériques.

Une étude menée par Dong et al. permet d'évaluer l'effort d'arrachage pour différents tissus aramides [DONG, 2009]. Une étude d'impact sur ces mêmes tissus montre une forte corrélation entre l'effort d'arrachage et les performances à l'impact, comme on peut le voir en Fig. 1- 39.

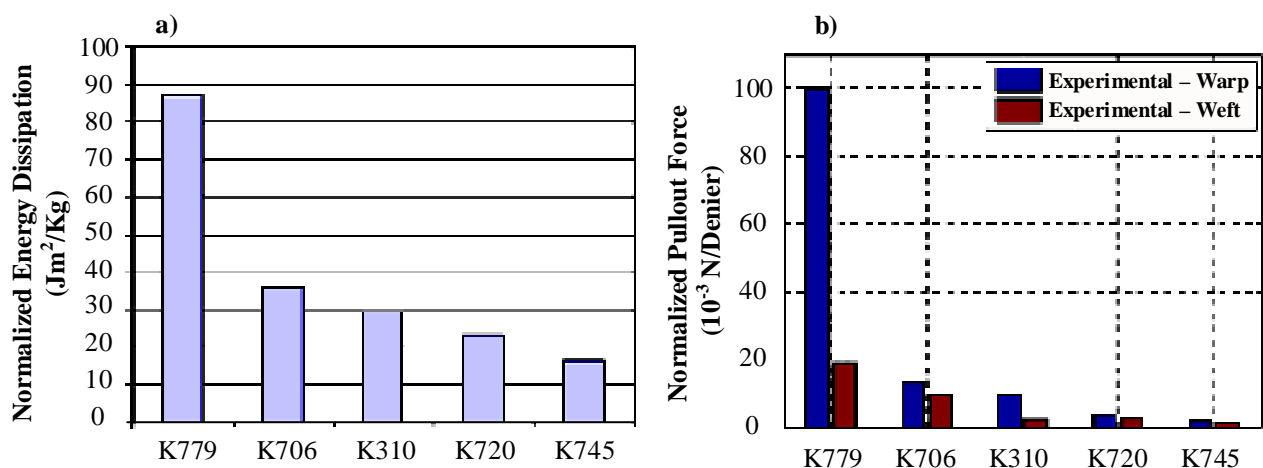


Fig. 1- 39: a) Effort d'arrachage normalisé par la longueur du fil ; b) Energie cinétique dissipée rapportée à la masse du tissu [DONG, 2009]

D'après les données caractéristiques des tissus testés par Dong et al., on peut constater que le tissu K779 (qui présente les meilleures performances à l'impact et l'effort d'arrachage maximal) est celui qui a le compte en chaîne et trame le plus important. D'autre part, ses autres caractéristiques (taille du fil, fibre, l'épaisseur et masse) se situent dans la moyenne des autres tissus testés, ce qui montre que le compte est le paramètre le plus significatif. Ce point est également confirmé par d'autres études [MARTINEZ, 1993].

Durant l'essai d'arrachage, les auteurs identifient deux étapes principales : le redressement du fil, et le glissement [BILISIK, 2011], [ZHU, 2011]. Ces deux étapes sont identifiées en Fig. 1- 40, en relation avec la courbe d'effort en fonction du déplacement pendant l'essai. La première étape est caractérisée par une augmentation rapide de l'effort d'arrachage, due à la mise en tension des fils. Lorsque l'effort d'arrachage est suffisant pour contrer le frottement, le glissement du fil se met en place. Il est caractérisé par une diminution globale de l'effort, avec des variations locales d'effort dues à l'ondulation du fil.

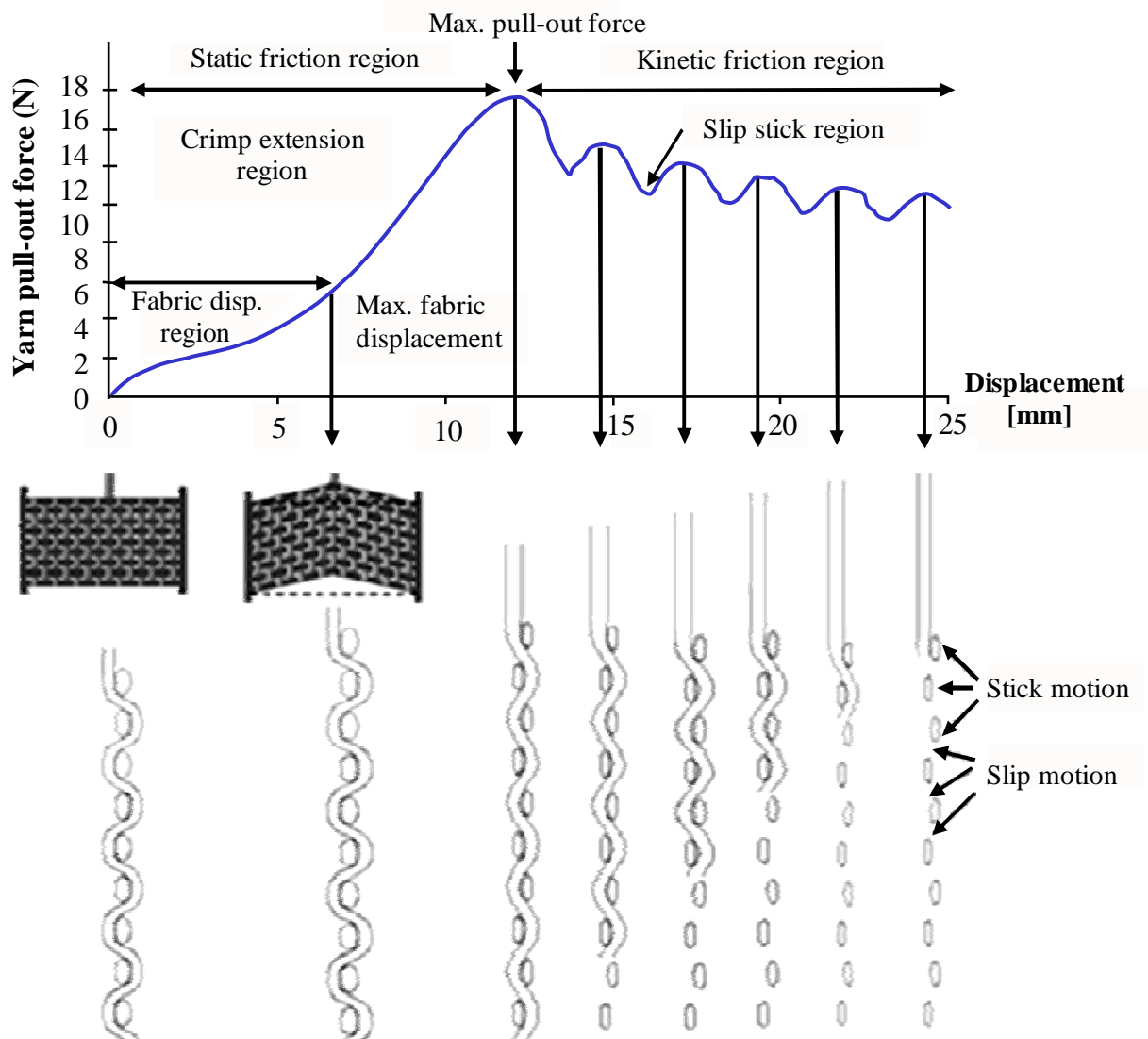


Fig. 1- 40: Courbe d'effort en fonction du déplacement lors de l'essai d'arrachage et phénomènes physiques associés [BILISIK, 2011]

D'autres études cherchent à caractériser l'influence des conditions d'essai sur l'arrachage. Les paramètres suivants ont une influence significative sur les efforts d'arrachage et sur la quantité d'énergie absorbée :

- ◆ Effet de la longueur de l'échantillon [BAZHENOV, 1997], [ZHU, 2011], [BILISIK, 2011]. L'effort augmente linéairement avec la longueur, d'après l'étude de Bazhenov.
- ◆ Effet de la pré-tension des fils secondaires [ZHU, 2011], [SHOCKEY, 2004].
- ◆ Influence du nombre de fils arrachés [BILISIK, 2011]. Bilisik et al. ont montré que l'augmentation de l'effort n'est pas linéaire pour un arrachage de 2 à 7 fils. Cette non-linéarité est attribuée au frottement entre fils et entre fibres.

De manière générale, il existe peu de modèles numériques développés sur l'essai d'arrachage. On peut cependant comparer deux approches numériques distinctes proposées par Dong et al. et Zhu et al. [DONG, 2009], [ZHU, 2011].

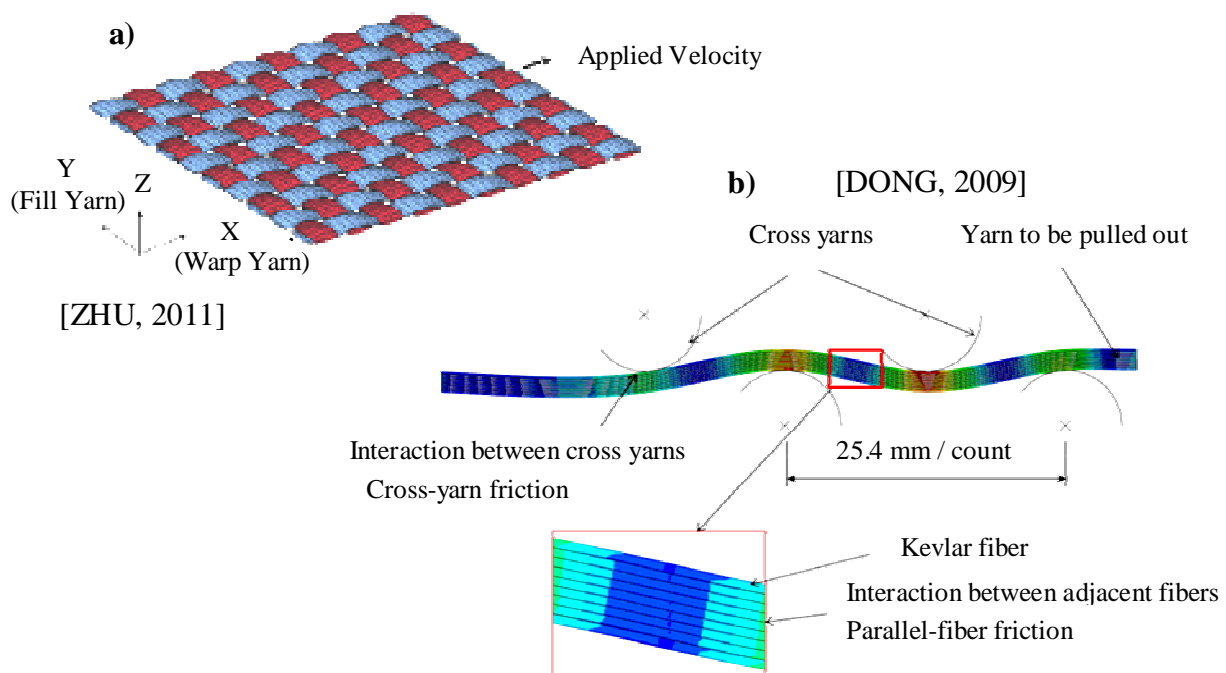


Fig. 1-41: Principe de modèles numériques d'arrachage proposés par: a) Zhu et al. ; b) Dong et al.

L'approche proposée par Zhu et al. consiste à représenter chaque fil du tissu par des éléments volumiques. La géométrie réelle du tissage est rendue, bien que le modèle soit réduit à une taille de 10×10 fils (au lieu de 30×56) dans la réalité (cf. Fig. 1- 41a). Le comportement différent en chaîne et en trame est pris en compte dans le modèle. Afin de réduire les temps de calcul tout en restant représentatif des effets observés, une vitesse d'arrachage acceptable est définie. Le modèle représente 36300 nœuds et la simulation d'un arrachage de 0.025 s nécessite 36 h de calcul.

Les conclusions de cette étude sont les suivantes :

- ◆ L'augmentation du frottement ou de la pré-tension entraîne une augmentation significative de l'effort d'arrachage
- ◆ Les oscillations observées sur la courbe d'arrachage expérimentale sont bien rendues par le modèle (passage des différents points de croisement)
- ◆ Cependant, les ordres de grandeur des efforts sont très différents entre le modèle et les essais (4.42 N en expérimental, contre 11.4 N par modèle). Cela est attribué au fait que l'élément solide ne tient pas compte correctement des phénomènes internes au fil comme le frottement inter fibres, etc.

Dong et al. ont également proposé un modèle numérique à l'échelle du fil. Cependant, le fil est ici représenté par la superposition de plusieurs éléments 2D dans l'épaisseur, comme vu en Fig. 1- 41b. L'épaisseur des éléments est égale au diamètre des filaments composant le fil. Ainsi, le nombre d'éléments dans l'épaisseur dépend directement du diamètre du fil et de celui du filament. Un coefficient de frottement est considéré entre chaque couche, sur la base du frottement entre deux fils parallèles. Les fils orthogonaux à la direction d'arrachage sont supposés parfaitement rigides et le modèle numérique ne considère que 4 croisements. Par la suite, le comportement du tissu est rendu en supposant que l'effort est linéaire avec la longueur de l'éprouvette. Les résultats du modèle numérique sont en bonne corrélation avec ceux expérimentaux. L'évolution des efforts d'arrachage suit les tendances suivantes :

- ◆ Evolution linéaire avec le module d'élasticité du fil, la période spatiale de l'ondulation et le frottement vertical
- ◆ Evolution en puissance avec le compte et le diamètre
- ◆ Pas d'évolution avec la modification du coefficient de frottement entre fils parallèles.

En conclusion, on peut récapituler les points suivants. D'une part, les performances à l'impact des tissus semblent corrélées avec l'effort maximal d'arrachage. D'autre part, pour un essai donné (conditions limites, longueur d'échantillon et nombre de fils arrachés), le compte en chaîne et en trame apparaît comme un acteur majeur de l'arrachage. Les modèles numériques développés sur cet essai montrent que le coefficient de frottement joue un rôle important sur l'effort d'arrachage. En termes de modélisation, on note que la discrétisation du fil dans l'épaisseur semble donner de bons résultats. Au contraire, les modèles qui ne tiennent pas compte de phénomènes intervenant au niveau des filaments composant le fil (frottement et cisaillement entre les filaments) donnent des résultats éloignés de la réalité.

4.4 Modélisation numérique des tissus à l'impact

4.4.1 Présentation des différentes approches numériques

Plusieurs méthodes de modélisation des tissus sont proposées dans la littérature (Fig. 1- 42) :

- ◆ Modèle continu dans lesquels le tissu se comporte comme une membrane
- ◆ Modèles discrétisés à l'échelle des fils du tissu
- ◆ Modèles mixtes intégrant une modélisation à la fois continue et discrète du tissu, selon les zones de déformation identifiées

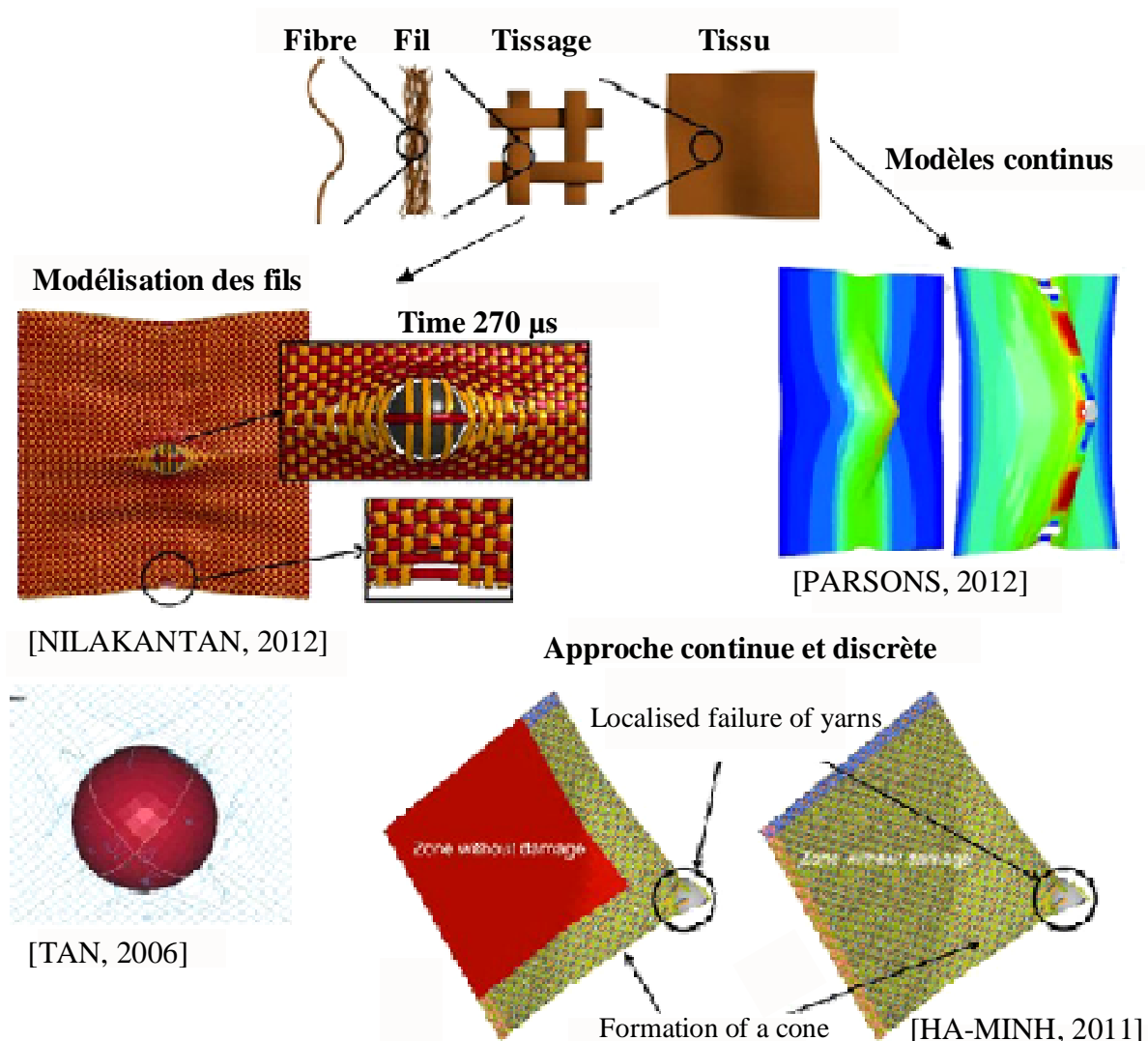


Fig. 1- 42: Présentation des différentes échelles de modélisation et déformées associées

a) Modèles continus

L'approche continue est assez courante car elle est simple d'utilisation et permet de bien représenter le comportement des tissus pour un certain nombre d'applications. Elle est par exemple employée pour modéliser le préformage des tissus en tant que renforts composites, dans le cas de pièces complexes [BOISSE, 2006], [ALLAOUI, 2011]. Certains auteurs l'emploient également pour des applications d'impact balistique [LIM, 2003], [PARSONS, 2012]. Ses principaux avantages sont une implémentation facile, et des temps de calculs réduits. Cependant, la complexité réside dans les choix effectués au niveau de la loi matériau : prise en compte ou non du comportement dynamique des fils, gestion de l'orthotropie des tissus due aux caractéristiques respectives des directions de chaîne et de trame, rupture des fils dans le modèle, etc. Cependant, l'inconvénient majeur de ces modèles est qu'ils ne permettent pas d'obtenir la déformée réelle des tissus : non prise en compte des phénomènes de glissement et d'écartement des fils sous le projectile. Très récemment, Parsons et al. ont développé un modèle numérique continu qui tient compte du glissement des fils [PARSONS, 2012].

b) Modèles discrets à l'échelle du fil

Certains auteurs choisissent de représenter chaque fil composant le tissu. Les modèles ainsi développés permettent de tenir compte du phénomène d'embuvage / retrait des fils dans le tissu, et des déformées réelles. Cependant, ils sont plus complexes à élaborer et doivent être intégralement reconstruits dès qu'une modification intervient dans la géométrie du tissu.

Là encore plusieurs types de modèles sont proposés, selon que l'on représente les fils par des éléments solides ([DUAN, 2006], [NIKALANTAN, 2012]), des plaques [HA-MINH, 2011] ou des éléments unidirectionnels (barres articulées par pivots ou poutres) [SHIM, 1995], [TING, 1998], [TAN, 2008], [JOO, 2008].

Plusieurs auteurs ont caractérisé le comportement des tissus secs par des réseaux de barres. Le même type de modèle a été repris dans plusieurs études, basé sur le principe décrit par Zeng et al. [ZENG, 2005], [TING, 1998], [TAN, 2006], [TAN, 2008]. Cette approche permet de bien représenter le tissage du fil, ainsi que l'embuvage. Le comportement du fil est approximé par un modèle viscoélastique, qui tient compte de la vitesse de déformation sur la réponse du matériau. D'autre part, un coefficient de frottement dynamique au niveau des croisements des fils est défini à 0.2 (établi sur la base du coefficient de frottement statique compris entre 0.2 et 0.3).

L'impact est réalisé sur un pli de tissu carré de 120 mm de côté, à l'aide d'un projectile de 12 mm de diamètre et d'une masse de 7g. La rupture est rendue par l'annulation de la contrainte de collage des nœuds situés aux extrémités de chaque élément et est initiée lorsque la déformation atteint une valeur seuil dans l'élément.

Sur les trois modèles numériques établis, et malgré les spécificités de chaque étude réalisée, les résultats et conclusions sont globalement proches [ZENG, 2005], [TAN, 2006], [TAN, 2008] :

- ◆ Le modèle numérique rend bien la déformation du tissu (exemple donné en Fig. 1- 44) et les phénomènes de démaillage, d'écartement des fils sous le projectile, d'expulsion des fils principaux et de la rupture.
- ◆ La vitesse balistique du tissu, ainsi que la quantité d'énergie absorbée déterminée expérimentalement sont bien rendues par le modèle (cf. Fig. 1- 43).

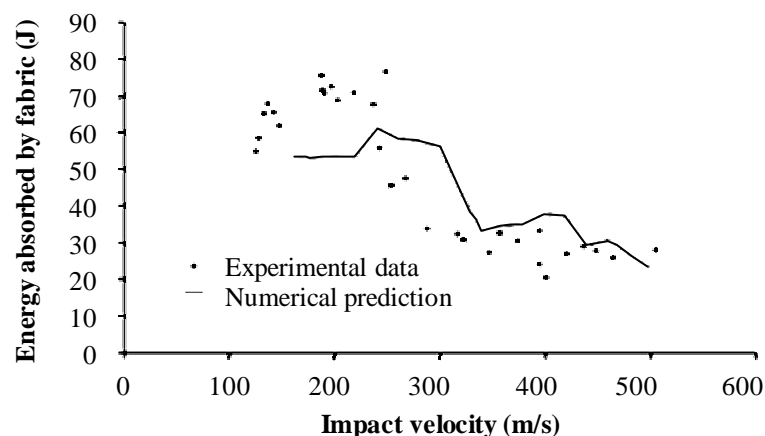


Fig. 1- 43: Energie absorbée par le tissu en fonction de la vitesse d'impact [TAN, 2008]

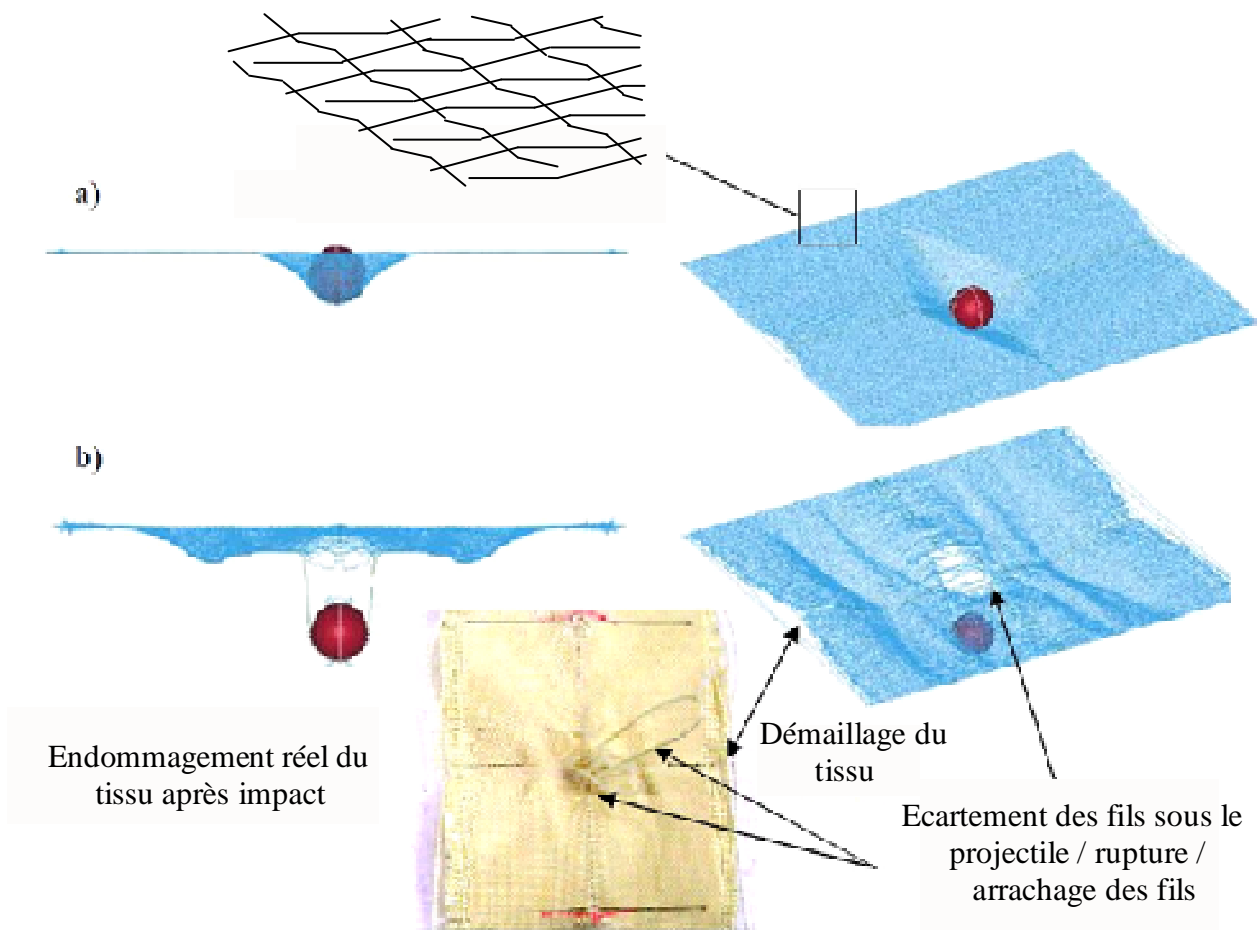


Fig. 1- 44: Maillage du tissu et comportement à l'impact à 110 m/s sur un pli de tissu encastré sur deux bords : a) $t=0.1$ ms ; b) $t=0.4$ ms [TAN, 2006]

c) Modèles mixtes

A la frontière entre ces deux approches, certaines études proposent de modéliser les fils principaux (situés sous le projectile) de manière discrète et de représenter le reste du tissu par un modèle continu [RAO, 2009], [HA-MINH, 2011]. Cette stratégie permet de cumuler les avantages des deux modélisations évoquées précédemment : prise en compte des déformations locales du tissu (glissements et rupture des fils), tout en diminuant les temps de calculs en simplifiant la modélisation des zones éloignées de l'impact.

Cependant, plusieurs problèmes sont rencontrés sur ces modèles : délimitation des zones discrètes et continues, et gestion du tissu à l'interface. De plus, la difficulté réside également dans le fait que la délimitation des zones dépend fortement de la vitesse du projectile, et accessoirement du tissage (compte en chaîne et trame notamment).

Etant donné que cette approche est assez récente, les études de la littérature sont généralement portées sur la calibration et la validation du modèle. Ainsi, ce type de modèle n'est pas encore employé en tant qu'outil d'analyse ou d'optimisation des tissus.

4.4.2 Mécanismes de dissipation d'énergie dans les tissus et cas particulier du frottement

Un certain nombre d'études numériques s'attachent à comprendre et quantifier les mécanismes intervenant dans la dissipation d'énergie des tissus. De manière générale, plusieurs mécanismes sont considérés :

- ◆ Energie cinétique transférée du projectile aux fils du tissu
- ◆ Energie de déformation élastique des fils
- ◆ Energie visqueuse dissipée dans les fils (selon les études)
- ◆ Energie de frottement : entre les fils et entre le projectile et le tissu principalement

Roylance a montré qu'une large part de l'énergie cinétique du projectile est transmise aux fils principaux (situés sous le projectile), sous la forme d'énergie cinétique du fil et d'énergie de déformation élastique [ROYLANCE, 1973]. On peut d'ailleurs retrouver ce transfert dans l'évolution des énergies proposée dans les modèles numériques (exemple en Fig. 1- 45). D'autre part, dans les cas de rupture des fils, l'énergie de déformation dans les fils diminue brusquement, et l'énergie est de nouveau transférée en énergie cinétique et de frottement.

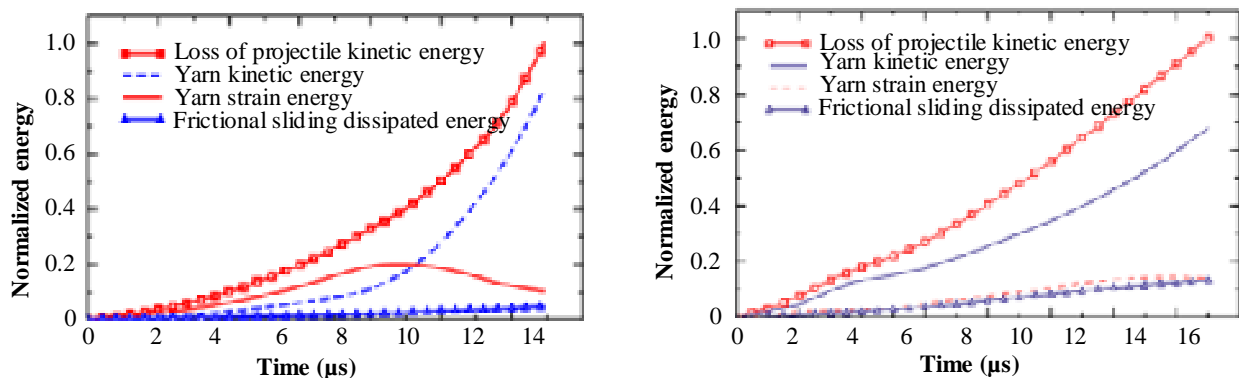


Fig. 1- 45: Répartition des énergies numériques pour un cas d'encastrement sur deux bords et un cas de bord libre avec un coefficient de frottement entre fils de 0.5 [DUAN, 2005]

De nombreux auteurs s'interrogent sur la contribution du frottement en termes d'énergie dissipée et sur son influence globale au sein du tissu. Le lien entre le frottement dans les tissus et les performances balistiques est très souvent évoqué dans les études.

Les frottements peuvent intervenir à plusieurs échelles :

- ◆ entre les filaments composant chaque fil de tissu
- ◆ entre les fils dans le tissu
- ◆ entre le tissu et le projectile
- ◆ entre les plis pour des assemblages

Certains modèles numériques étudient de manière décorrélée les apports des différents frottements afin de mieux comprendre leur contribution respective [DUAN, 2006].

Selon les études, on peut constater des divergences relatives aux effets bénéfiques ou non du frottement. Par exemple, Briscoe et al. ont testé expérimentalement trois différents tissus à fibre aramide en modifiant le niveau de frottement entre les fils par l'intermédiaire de traitements de surface ou par l'ajout de lubrifiants [BRISCOE, 1990]. Ils ont montré que l'énergie absorbée par le tissu augmente avec le frottement. Une autre étude menée par Bazhenov a permis d'identifier sur des tissus mouillés avaient des performances largement inférieures à celles de tissus similaires secs [BAZHENOV, 1997]. Ces résultats ont été justifiés par la présence d'eau qui modifiait les propriétés de contact entre fils, et facilitait ainsi le glissement à moindre énergie dissipée. Rao et al. ont montré dans une étude numérique que la limite balistique d'un tissu à fibre aramide (KM2) diminue quand on diminue le coefficient de frottement [RAO, 2009(2)].

Cependant, dans certains cas d'étude, l'apport du frottement dans la quantité d'énergie absorbée par le tissu est faible (inférieure à 5%), comme on peut le voir en Fig. 1- 45, ce qui semble contradictoire avec les résultats évoqués précédemment. Les auteurs constatent que, si le glissement dissipe relativement peu d'énergie en soi, il peut modifier le comportement global du tissu :

- ◆ Le frottement entre les fils empêche le mouvement latéral des fils principaux, ce qui augmente ainsi la zone de chargement [LEE, 2001], [DUAN, 2006]. Une illustration de ce phénomène est donné en Fig. 1- 46, sur l'exemple d'une déformée avec et sans frottement. Le fait que les fils ne puissent se déplacer latéralement entraîne une augmentation de l'énergie absorbée dans le tissu via la déformation des fils.
- ◆ Le frottement au niveau du contact entre le projectile et le tissu donne une conclusion similaire. En effet, il permet de répartir les efforts sur la zone de contact avec la bille sur sa périphérie et en périphérie du contact.

Au niveau des modèles numériques, Termonia a montré une augmentation de moitié de l'énergie absorbée en augmentant le glissement des fils, et ce, pour une vitesse balistique supérieure de 30% à la vitesse limite [TERMONIA, 2004]. Zeng et al ont montré que l'énergie absorbée par un tissu à fibre de Twaron augmente de 65% en diminuant le coefficient de frottement [ZENG, 2006].

Il semble ainsi que le frottement ait un effet opposé selon que l'on se place au-dessus ou en-dessous de la vitesse limite balistique du tissu. En-dessous de la vitesse limite, le frottement a une influence positive en assurant l'intégrité du tissu sous le projectile et en dissipant de l'énergie lors du glissement des fils (vrai surtout pour un tissu avec les 4 bords libres, d'après Duan et al. [DUAN, 2005]). Au-dessus de la limite balistique, le frottement entre fils semble accélérer l'initiation de rupture des fils, car il les empêche de glisser dans le tissu, ce qui favorise leurs déformations.

On peut également constater d'après la Fig. 1- 45, que l'effet du frottement dans l'énergie absorbée est très différent selon les conditions limites imposées au tissu. En effet, Duan et al. ont montré que la contribution du frottement à l'énergie absorbée dans le tissu est inférieure à 5% pour un encastrement de 4 et 2 bords. Cependant, la part de l'énergie dissipée en frottement augmente significativement dans le cas de bords libres, pour atteindre 15% de l'énergie totale absorbée dans le tissu (à $\mu=0.5$).

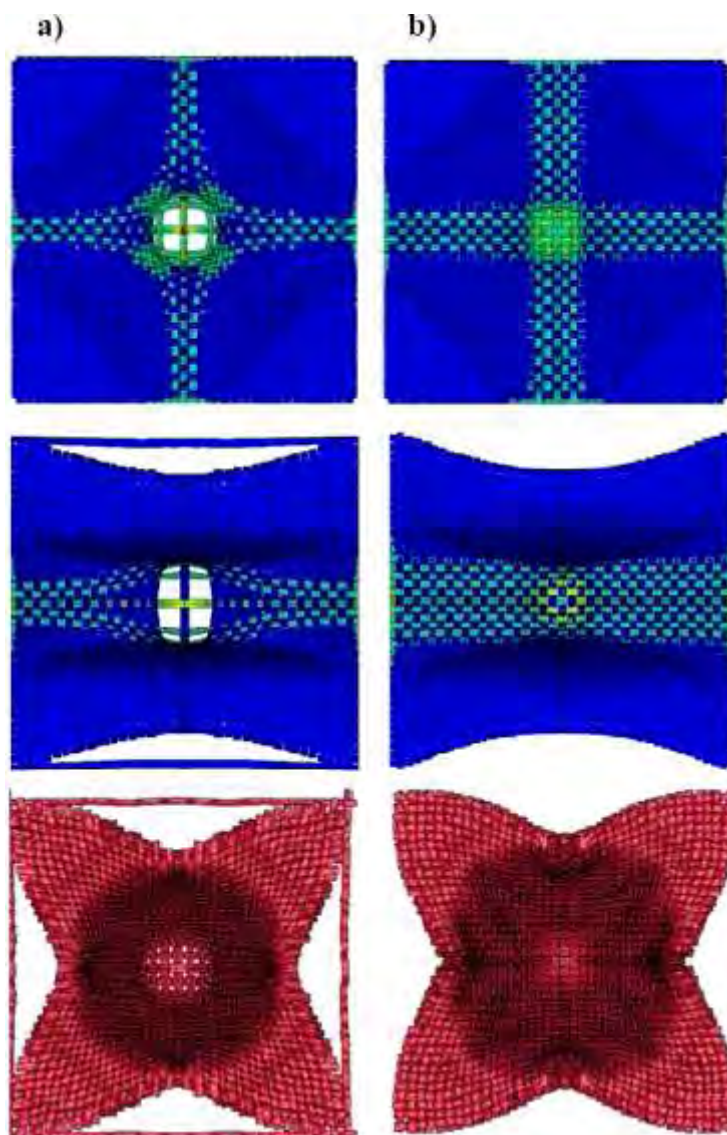


Fig. 1- 46: Déformées obtenues pour trois conditions limites différentes (encastrement 4 bords, 2 bords et bords libres) avec deux frottements entre fils : a) $\mu=0$; b) $\mu=0.5$ [DUAN, 2006]

4.4.3 Etudes sur les assemblages de plusieurs plis de tissus

Des études menées sur différentes configurations de tissus superposés permettent d'évaluer l'influence du nombre de plis sur la résistance balistique. Cependant, à ce jour, ce sujet est encore peu traité dans la littérature, en particulier au niveau des études numériques.

Des résultats d'impact expérimentaux sont fournis par Naik et al. pour plusieurs plis de tissus à base de fil de Kevlar 49 et de deux différents fils de PBO [NAIK, 2009]. La synthèse des résultats de cette étude permet d'évaluer la quantité d'énergie absorbée en fonction du nombre de plis de tissu (cf. courbes en Fig. 1- 47). On note une évolution globalement linéaire entre

l'énergie absorbée et l'augmentation du nombre de plis pour les trois types de fibres étudiés sur ce cas d'étude.

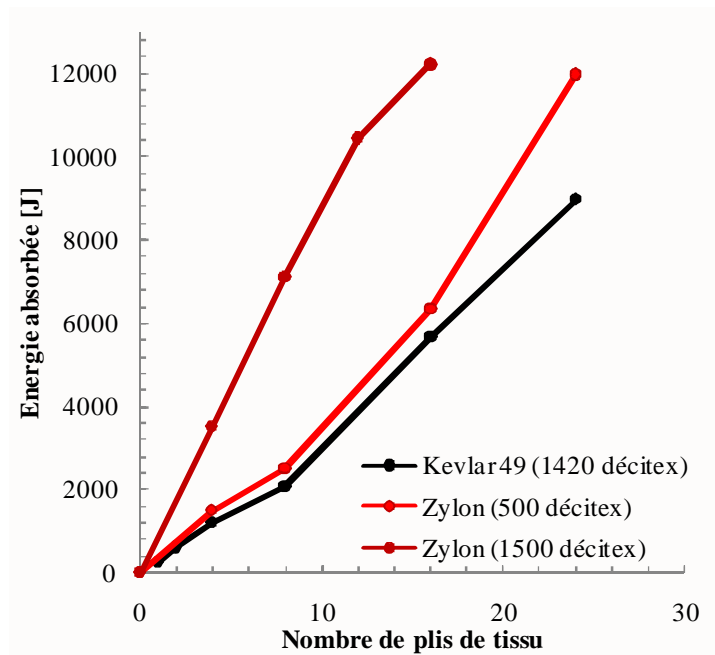


Fig. 1- 47: Evolution de l'énergie absorbée en fonction du nombre de plis pour différentes fibres – courbe issue des résultats expérimentaux de Naik et al. [NAIK, 2009]

La plupart des études faisant intervenir plusieurs plis de tissus choisissent d'encastrent les structures sur les quatre bords [JOO, 2008], [NAIK, 2009]. Cependant, quelques études portent sur des assemblages de tissus secs cousus dans l'épaisseur avec condition de bords libres [KARAHAN, 2008], [AHMAD, 2008]. Ahmad et al. ont comparé des assemblages sans couture, avec couture sur le périmètre, en diagonale et par bandes avec deux degrés de raffinement. Ils ont montré que la limite balistique augmente avec la couture (+8% avec deux bords cousus par rapport à des échantillons non cousus). Karahan et al. n'ont pas observé de différences significatives au niveau des énergies absorbées pour des échantillons cousus sur le périmètre, en diagonale et par bandes. Par contre, le motif et le raffinement de la couture diminue le volume du cône déformé sous le projectile (-17% de volume avec couture par bandes par rapport à sans couture).

Quelques études numériques récentes étudiant l'influence du nombre de plis sur les performances à l'impact peuvent être mentionnées [JOO, 2007], [JOO, 2008]. Le sujet reste peu abordé par des approches numériques car il nécessite d'implémenter des modèles relativement complexes avec des temps de calculs significatifs.

Joo et al. indiquent que la gestion du contact entre plis est coûteuse en termes de temps de calcul (problèmes de chevauchement des fils appartenant à deux plis consécutifs). Ils proposent un modèle numérique défini sur 4 plis de tissu, maintenus ensemble par un encastrement des 4 bords. L'évolution de l'énergie absorbée en fonction du numéro du pli est donnée en Fig. 1- 48. Les auteurs constatent que dans le cas où l'assemblage n'est pas perforé, la quantité d'énergie absorbée décroît en fonction du numéro du pli, et le premier pli absorbe une part significative de

l'énergie par rapport aux autres. Dans le cas où l'assemblage est perforé, la tendance contraire est obtenue, car la rupture s'initie d'abord sur les premiers plis du tissu.

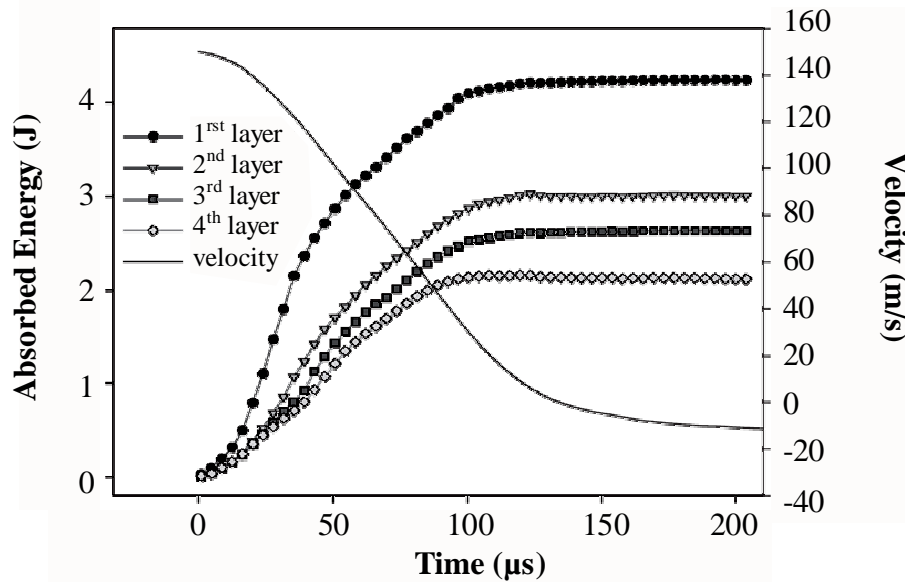


Fig. 1- 48: Contribution de chaque pli pour un cas de non perforation à vitesse initiale de 150 m/s

4.5 Conclusions

Les tissus sont caractérisés par un nombre significatif de paramètres et les études d'influence sur les performances à l'impact sont généralement difficiles à comparer. Globalement, les effets les plus significatifs identifiés sont les suivants : la nature de la fibre, la forme du projectile, les vitesses d'impact, le nombre de plis, les conditions limites et le frottement.

Les modèles numériques développés à l'échelle du fil et où ce dernier est représenté par un réseau de barres représentent bien le comportement global du tissu, pour un degré de simplification élevé. Les déformées du tissu et les modes d'endommagement, comme le démaillage, le glissement et l'arrachage des fils principaux, l'écartement des fils sous le projectile, ainsi que la rupture sont globalement bien rendus. Ces résultats aboutissent à une bonne prédiction numérique de la vitesse balistique des tissus et de la quantité d'énergie absorbée.

Le frottement est identifié comme un paramètre influent sur les performances à l'impact. Sa contribution à l'énergie absorbée dépend des conditions limites et augmente de manière significative quand on passe d'un encastrement sur les 4 bords à un cas de bords libres (de 3% à 15% de l'énergie totale absorbée par le tissu). D'autre part, le frottement influence la répartition des efforts dans le tissu en empêchant les fils de se déplacer latéralement sous le projectile, ce qui augmente la part d'énergie absorbée dans le tissu. Certains résultats sont en contradiction sur les bénéfices du frottement. Cependant, il semble que la vitesse d'impact soit un paramètre important à prendre en compte, car au-delà de la vitesse limite du tissu, le frottement pourrait accélérer la rupture des fils.

5. Conclusion générale

Un aperçu global de la littérature sur des problématiques d'impact a été donné dans ce chapitre, et ce, pour différents types de structures : peaux métalliques, assemblages de tissus secs, structures sandwiches à peaux métalliques ou composites assemblées avec des cœurs standards (nid d'abeille, mousse) ou des architectures plus originales.

Cette synthèse bibliographique recouvre divers domaines et un large panel d'applications (impact basse vitesse, applications balistiques, protection contre les ondes de choc, etc.), avec pour fil conducteur la volonté d'identifier des solutions performantes dans chaque type d'étude. L'objectif consiste à identifier un large panel de solutions de protection potentielles pour notre étude (quitte à restreindre par la suite le champ d'étude), ainsi que les phénomènes physiques en jeu et si possible de déterminer des paramètres clé ou sinon des tendances. Sur le même principe, la présentation des modèles et résultats numériques vise à identifier les approches les plus pertinentes pour notre cas d'étude, et à déterminer les capacités et limites des modèles numériques sur des cas d'impact en moyenne et haute vitesse.

Globalement, et sur l'ensemble des applications abordées, on note plusieurs points récurrents qu'il convient de signaler. D'une part, l'ensemble des auteurs s'accorde sur l'influence déterminante des paramètres du projectile sur le comportement des cibles (en particulier sa vitesse, sa masse et sa forme), ainsi que sur le choix des conditions limites. D'autre part, les difficultés expérimentales rencontrées lors de la mise en place et de l'instrumentation des essais dynamiques (essais d'impact ou de caractérisation) sont un point limitatif commun à l'ensemble des études. Ainsi, le manque de résultats et d'analyses expérimentales oriente naturellement les recherches vers l'élaboration de modèles numériques pour la compréhension et l'optimisation.

Sur ce sujet, on constate que la maturité des modèles numériques est très variable selon les matériaux et structures étudiées. Les modèles développés sur matériaux métalliques et tissus balistiques sont développés depuis une quarantaine d'années et sont de fait relativement matures, bien que certaines difficultés persistent encore. D'autres sont plus exploratoires, comme c'est le cas pour la modélisation de structures de cœur architecturées qui sont de fait assez originales mais également récentes, ce qui limite le nombre d'études disponibles à ce jour.

Outre les limitations relatives aux essais dynamiques et à l'instrumentation en haute vitesse, on peut identifier plusieurs points d'incertitudes qui sont récapitulées ci-après :

- ◆ Les bénéfices de l'effet de stratification sur plaques métalliques se posent encore et certains résultats semblent contradictoires.
- ◆ Il reste des points d'incertitude sur les phénomènes mis en jeu lors de la compression dynamique du nid d'abeille. Ces points ne peuvent pas être confirmés par des essais expérimentaux à cause des difficultés propres à la réalisation de l'essai.
- ◆ Les études d'impact sur structures sandwiches sont très disparates, ce qui rend l'identification de tendances globales très difficile. De plus, il y a peu d'études qui portent sur le couplage des peaux et du cœur dans une structure sandwich et les effets structuraux sont globalement peu abordés.

- ♦ En ce qui concerne les études relatives aux tissus secs, on peut identifier plusieurs points limitatifs. D'une part, les paramètres propres au tissu sont nombreux et on note de nombreuses interdépendances entre eux, ce qui rend difficile l'analyse des études paramétriques expérimentales et numériques. D'autre part, les études numériques ne s'accordent pas sur les effets bénéfiques du coefficient de frottement entre fils. Là aussi, les interdépendances des paramètres et mécanismes physiques mis en jeu en sont probablement la cause, ce qui engendre des résultats parfois contradictoires. Pour finir, à notre connaissance, aucune étude intégrant les tissus secs avec d'autres matériaux ou au sein de structures plus complexes n'est effectuée à ce jour.

En conclusion, l'étude bibliographique a permis d'identifier plusieurs matériaux et structures qui semblent prometteurs à l'impact. Les plaques aluminium ont de bonnes performances à l'impact, ce qui justifie leur étude sur notre application, et fera l'objet du chapitre II. Elles seront étudiées par une approche à la fois expérimentale et numérique, et la question de la stratification sera notamment abordée.

Les peaux aluminium seront considérées en tant que configurations de références pour des structures plus complexes, comme les structures sandwiches. Ces structures sont couramment utilisées en tant que protections contre l'impact, et seront donc étudiées dans le cadre de ce travail. Cependant, comme on a pu le constater, les choix de peaux et de cœur sont multiples. Parmi les structures de cœur étudiées, le nid d'abeille aluminium s'impose comme une référence, de par ses bonnes propriétés mécaniques et ses capacités d'absorption d'énergie. Il semble donc intéressant d'étudier cette structure à l'impact en tant que cœur de sandwich, ce qui fera l'objet de l'étude expérimentale et numérique du chapitre III. La question du comportement dynamique du nid d'abeille fera l'objet d'une attention particulière.

Afin d'élargir le cadre des structures sandwiches tout aluminium (peaux aluminium et nid d'abeille aluminium), d'autres configurations de peaux ou de cœurs pourront également être envisagées. La littérature rapporte les bonnes performances des tissus secs sur des impacts balistiques. Cependant, ces structures sont généralement testées seules, et non au sein d'une structure sandwich. Des structures tissées apparaissent donc comme une solution intéressante de peau avant, ce qui sera évalué au travers de l'étude expérimentale et numérique proposée dans le chapitre IV.

Pour finir, on note que les effets de couplage entre les peaux et le cœur et les critères de choix du cœur du sandwich sont des points très peu abordés dans la littérature. Afin de mieux appréhender les effets intervenant au niveau de la structure du sandwich, il semble intéressant de comparer différentes structures de cœur pour des peaux données. Ce point fera l'objet du chapitre V, que l'on orientera principalement sur le comportement structurel et l'influence des couplages sur les performances du sandwich à l'impact.

CHAPITRE II

Etude expérimentale et numérique de l'impact sur plaques aluminium

12/12/2012 01:34

Ce chapitre porte sur le comportement à l'impact de plaques aluminium seules. Une introduction décrit le montage expérimental et les conditions d'impact qui représentent une base commune à l'ensemble des essais de cette étude (chapitres II, III, IV et V).

Les configurations testées et les résultats expérimentaux propres aux plaques aluminium sont décrits et analysés dans une seconde partie. Plusieurs paramètres sont évalués : choix de l'alliage d'aluminium, épaisseur, taille et stratification des éprouvettes, collage.

Afin de compléter les résultats expérimentaux, un modèle numérique de plaques aluminium est développé et validé sur la base des données d'essais. L'évaluation du modèle porte notamment sur la prédiction de rupture, l'évolution des vitesses d'impact et la comparaison des profils résiduels.

Des pistes pour le choix d'une structure optimale sont données au travers d'une étude principalement numérique. Elle est orientée sur la sélection de géométries et de matériaux judicieux pour la résistance à l'impact des structures.

SOMMAIRE

CHAPITRE II : ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE L'IMPACT SUR PLAQUES ALUMINIUM.....71

1. PRESENTATION GENERALE DES ESSAIS D'IMPACT	73
1.1 PARAMETRES D'ESSAI	73
1.2 INSTRUMENTATION IN SITU ET METHODES DE DETECTION DU PROJECTILE	74
1.3 MESURES APRES IMPACT	77
1.4 MATERIAUX ET NOTATION CHOISIES	77
2. PLAQUES ALUMINIUM TESTEES A L'IMPACT	80
2.1 CONFIGURATIONS TESTEES ET PARAMETRES ETUDIES	80
2.2 CARACTERISATION QUASI-STATIQUE DES PLAQUES ALUMINIUM.....	80
2.3 RESULTATS D'IMPACT EXPERIMENTAUX	82
2.3.1 Effet de l'épaisseur totale des plaques	84
2.3.2 Effet de la taille d'échantillon	85
2.3.3 Effet de la stratification	86
2.3.4 Effet de l'alliage d'aluminium	89
2.3.5 Conclusions	89
3. MODELISATION NUMERIQUE DU COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES ALUMINIUM	90
3.1 DESCRIPTION DU MODELE NUMERIQUE D'IMPACT	90
3.1.1 Modèle d'écoulement	90
3.1.2 Modèle de rupture de Johnson Cook.....	91
3.1.3 Modèle géométrique	95
3.1.4 Evaluation numérique de l'échauffement thermique au cours de l'impact	96
3.2 COMPARAISON DES RESULTATS NUMERIQUES ET EXPERIMENTAUX	97
3.2.1 Prédiction de rupture	97
3.2.2 Evolution de la vitesse du projectile.....	99
3.2.3 Profils de déformations résiduelles	100
3.3 ANALYSE DES RESULTATS DE SIMULATION NUMERIQUE	101
3.3.1 Scénario d'impact proposé sur la base des simulations	101
3.3.2 Répartition des énergies	104
3.4 LIMITES DU MODELE NUMERIQUE	106
4. PISTES D'AMELIORATION DES STRUCTURES	108
4.1 PARAMETRES MATERIAU CLES ET CHOIX DE CONFIGURATIONS JUDICIEUX	109
4.2 PISTES D'AMELIORATION DES STRUCTURES – EFFET DE STRATIFICATION	111
5. CONCLUSION GENERALE	114
5.1 SYNTHESE DES RESULTATS.....	114
5.2 PERSPECTIVES ET CHOIX POUR LA SUITE DE L'ETUDE.....	115
5.3 CONFIGURATION DE REFERENCE CHOISIE POUR LA SUITE DE L'ETUDE.....	116

1. PRESENTATION GENERALE DES ESSAIS D'IMPACT

Cette section donne le détail des conditions expérimentales, des moyens de post-traitement, ainsi que des conventions de notation choisies pour les structures. Ces données sont valables pour les chapitres II, III, IV et V (toute exception éventuelle à ce qui suit sera mentionnée et justifiée dans les paragraphes concernés).

1.1 Paramètres d'essai

Cette étude porte sur des impacts à vitesse modérée et à haute énergie (120 m/s et 1kJ). Le projectile utilisé est supposé indéformable et l'impact est normal et centré par rapport au plan de l'éprouvette.

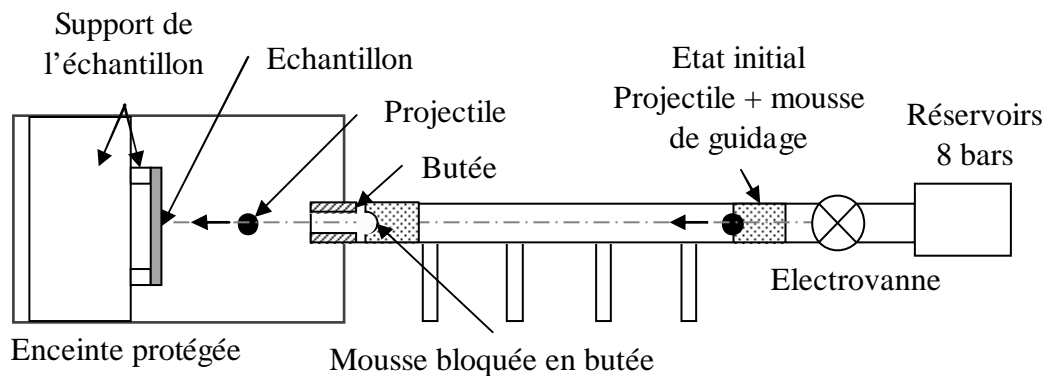


Fig. 2-1 : Principe de fonctionnement du canon à gaz comprimé

Les essais d'impact sont réalisés à l'aide d'un canon à gaz comprimé. La Fig. 2-1 représente un schéma de principe de l'installation. Au début d'un essai, de l'azote est comprimé à une pression de 8 bars dans les réservoirs. Une électrovanne rapide conditionne la libération du gaz qui vient propulser le projectile et la mousse de guidage à travers le tube du canon.

Le projectile initial se compose d'une tête sphérique, d'une tige et d'une mousse amovible assurant le guidage dans le tube du canon. Cette mousse est stoppée à l'extrémité du tube par un système de butée, ce qui libère le projectile dans l'enceinte. La tête sphérique mesure 30 mm de diamètre et est en acier durci. Elle est supposée indéformable durant l'essai. Une tige de 50 mm de long et de 7 mm de diamètre est vissée à l'arrière de la tête sphérique. La masse totale du projectile (tête et tige) atteint 127 g. Un système de marquage sur la tige permet de mesurer le déplacement du projectile, même lorsque celui-ci a commencé à indenter l'échantillon (voir Fig. 2-2 et Fig. 2-3). Une caméra rapide est placée perpendiculairement à l'éprouvette. Dans certains cas, une seconde caméra est ajoutée afin de visualiser l'impact sous un angle de vue différent (cf. Fig. 2-2).

Les conditions limites de l'éprouvette sont décrites en Fig. 2-2. Les échantillons sont centrés par rapport à l'impact et maintenus sur un support rigide doté d'une ouverture carrée de 170 mm de côté. La dimension de cette fenêtre reste inchangée quelle que soit la taille des éprouvettes testées (entre 200 et 400 mm de côté). L'éprouvette est en appui simple sur le support et les bords de l'échantillon sont laissés libres. Ce choix a été effectué afin de simplifier par la suite les simulations numériques, sachant que la condition d'encastrement est difficile à rendre par modèle.

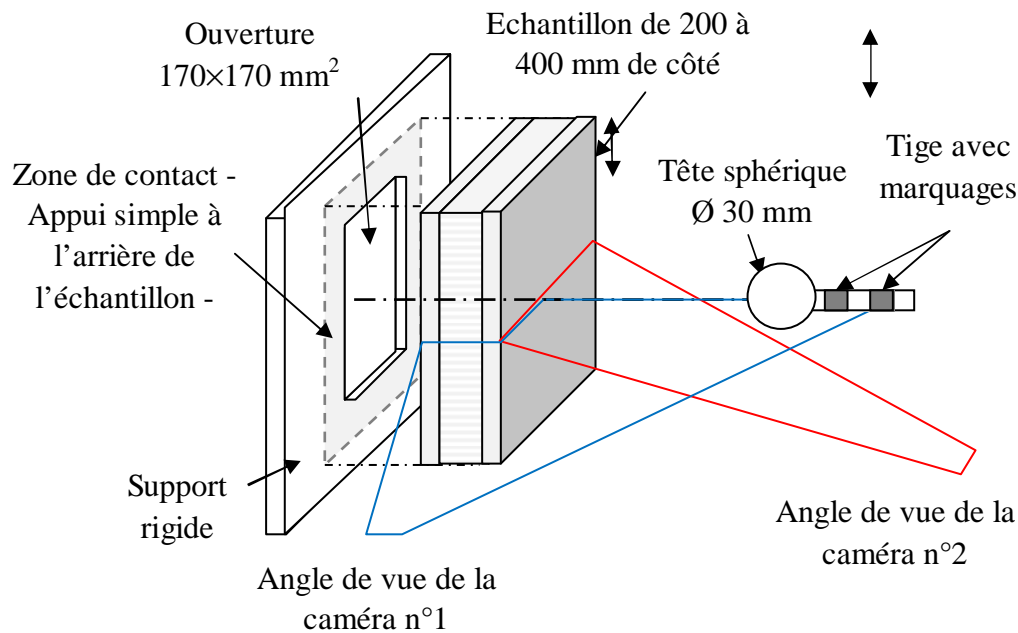


Fig. 2-2 : Conditions limites choisies des structures testées

1.2 Instrumentation in situ et méthodes de détection du projectile

L'instrumentation des essais en dynamique rapide reste un point relativement délicat et souvent limitatif en termes d'analyses (cf. section 1.2 du chapitre I). Dans cette étude, les comparaisons expérimentales et numériques s'effectueront à partir des grandeurs mesurables suivantes :

- ◆ Evolution du déplacement et de la vitesse du projectile au cours de l'essai (mesures in situ)
- ◆ Profils des déformations résiduelles après impact

L'essai est instrumenté à l'aide d'une ou de deux caméras rapides. La première, perpendiculaire à l'impact, donne accès au profil de l'échantillon et au déplacement du projectile. La prise de vue est centrée sur une zone située en amont de l'échantillon afin de mesurer la vitesse du projectile avant impact et éventuellement après impact en cas de rebond (voir l'exemple Fig. 2-3). Une seconde caméra est parfois utilisée en complément afin de visualiser la zone d'impact et les endommagements à l'avant de l'échantillon.

La fréquence d'acquisition des caméras est choisie à 75000 images par seconde. Ce choix constitue un bon compromis entre la résolution de l'image disponible (256×64 pixels) et le nombre de points mesurés durant un essai d'impact. La fréquence d'obturation est choisie supérieure à la fréquence d'acquisition (81000 par seconde) afin d'améliorer la netteté des éléments mobiles de l'image.

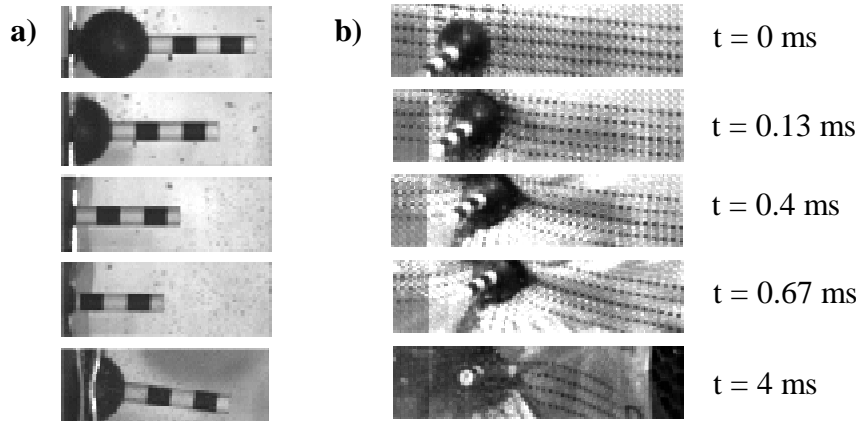


Fig. 2-3 : Exemple d'images prises à la caméra pendant l'impact : a) caméra 1, essai sur structure sandwich (cas de rebond du projectile); b) caméra 2, essai sur sandwich avec peau avant composite

La durée d'un impact t_{impact} est définie par le temps de contact entre le projectile et l'échantillon. Elle peut varier entre 0.4 et 1 ms selon les cas (perforation rapide ou rebond avec ralentissement progressif du projectile). Ainsi, un intervalle de 30 à 75 images permet de caractériser la course du projectile au cours de l'impact. Une centaine d'images supplémentaires avant et après impact permet de mesurer la vitesse initiale du projectile et la vitesse résiduelle en cas de rebond avec une bonne précision.

Dans un premier temps, on calcule la résolution spatiale en mm/pixel propre à chaque essai. Deux mesures sont effectuées, la première avant impact à partir d'une échelle calibrée et la seconde pendant l'impact à partir de la géométrie connue du projectile. Les deux mesures sont généralement proches et leur valeur moyenne est prise pour la suite.

Le suivi du projectile se base sur le repérage et le suivi de N points d'interface noir/blanc et blanc/noir sur la tige (cf. Fig. 2-4 a et b). On définit une valeur seuil de niveau de gris correspondant à ces interfaces. Pour chaque image (i), on recherche la nouvelle position du seuil P_i^N à partir de la position antérieure à l'image (i-1). L'intervalle de recherche est centré, ce qui permet de mesurer l'avancée et l'éventuel rebond du projectile. La bande de recherche est définie par Δ_{pix} et doit être assez large pour suivre un point d'une image à l'autre mais assez restreinte pour ne pas détecter des pics secondaires (surbrillances ou ombres ponctuelles, morceaux de mousse...). Le principe est illustré en Fig. 2-4c. Le déplacement instantané des N points d'interface est calculé par différence entre deux positions successives. Cette méthode de détection a pu être validée sur la base d'essais d'impact à vide et d'essais de compression dynamique à la tour de chute.

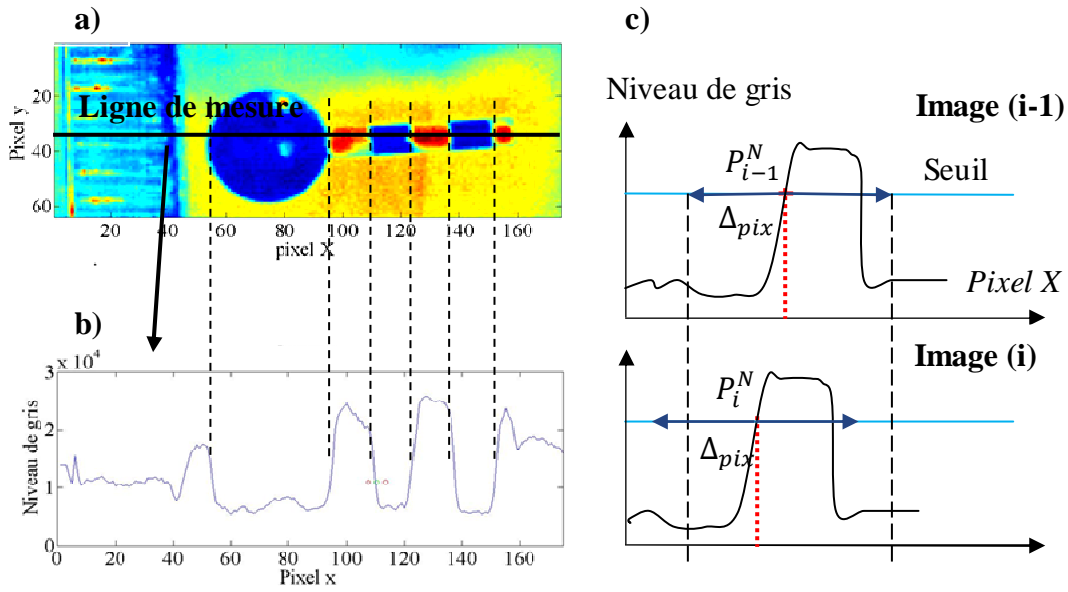


Fig. 2-4 : a) Image pendant l'impact ; b) Lecture des niveaux de gris sur une ligne ; c) Principe de suivi par seuillage

La vitesse instantanée est calculée par différence de position des repères sur deux images consécutives. Une mesure de vitesse globale du projectile est obtenue par moyenne des vitesses instantanées de tous les repères visibles de chaque image, ce qui permet de réduire les bruits de mesure. Cependant des bruits sont encore visibles sur les courbes, sous la forme de fluctuations et de zones ponctuelles à vitesse croissante (augmentations inférieures à 5 m/s). Ces erreurs sont principalement attribuées à des défauts de l'image : zones floues, variations d'éclairage, présence de débris de mousse masquant les repères, etc.

La décélération du projectile peut également être calculée à partir de la différence des vitesses. Cependant, le signal obtenu est généralement trop bruité pour être interprété (résolution spatiale et fréquence d'acquisition insuffisantes, bruits de mesure, etc.).

A partir des mesures de vitesse au cours de l'impact, on a accès à la vitesse initiale du projectile V_{ini} , ainsi qu'à sa vitesse après impact V_{res} . Cette dernière est définie comme étant la vitesse après la fin du contact bille/cible et prend des valeurs positives ou négatives selon les cas de perforation ou de rebond.

Les énergies cinétiques initiale E_{ini} et finale E_{res} sont calculées à partir des vitesses avant et après contact entre la bille et l'échantillon. La différence entre les deux correspond à la quantité d'énergie totale absorbée par la structure notée E_{abs} . L'énergie cinétique résiduelle de l'éprouvette est négligée car inférieure à 10 J pour l'ensemble des essais réalisés.

1.3 Mesures après impact

Les endommagements et déformations des sandwichs et structures testés sont observés après impact. La rupture de la peau avant et arrière est indiquée respectivement par les indices R_{av} et R_{arr} qui valent « O » si perforation et « N » sinon. Si aucune des peaux n'est perforée, la configuration choisie est validée. On considère que la configuration est critique si la peau avant ou arrière est perforée uniquement. La rupture des deux peaux entraîne systématiquement celle de la structure entière.

Les profils de déformation des peaux sont mesurés par stéréo-corrélation après impact, dans les cas de structures critiques ou non perforées. Pour des plaques ou sandwichs aluminium (chapitres II et III), les profils de la face avant de la peau avant et de la face arrière de la peau arrière sont mesurés. Les profils ne sont pas mesurés sur les peaux avant en tissus secs (chapitre IV). On définit l'indentation maximale de la structure I_{max} comme le déplacement maximal hors plan de la face arrière de la peau arrière par rapport au support (cf. Fig. 2-5). Elle fait partie des critères de sélection des structures. Elle doit être minimisée pour des raisons d'encombrement mais aussi et surtout afin de protéger la structure travaillante située à une distance donnée à l'arrière du blindage.

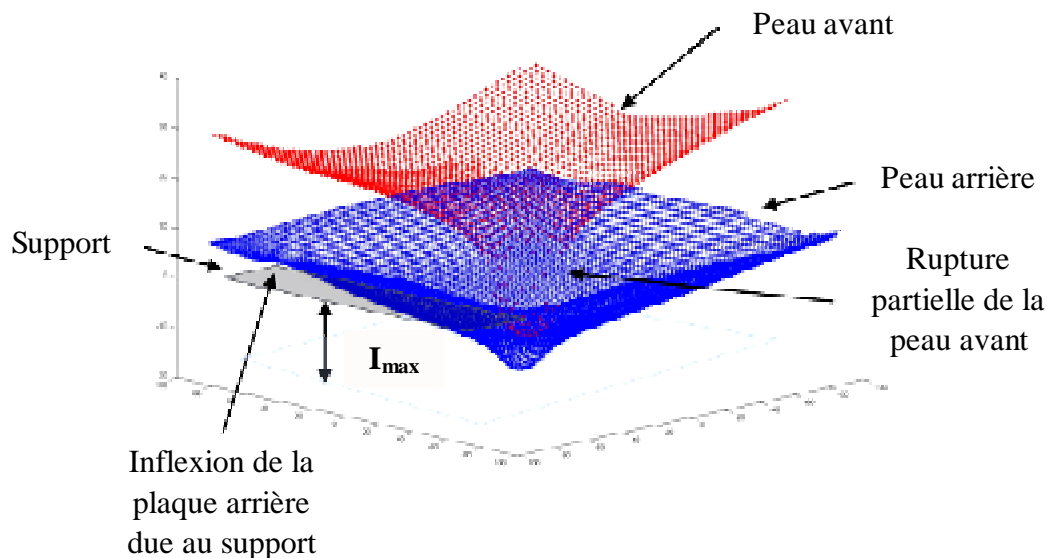


Fig. 2-5 : Profils de déformation des peaux avant et arrière obtenus par stéréo-corrélation sur un exemple de sandwich aluminium avec perforation partielle de la peau avant

1.4 Matériaux et notations choisies

De nombreuses structures de type peaux, peaux stratifiées et sandwichs sont testées dans cette étude et combinent plusieurs matériaux et structures en tant que peaux ou cœur : plaques aluminium, peaux en tissus secs ou composites, nids d'abeille (aluminium et Nomex), mousse, etc. Globalement, on peut identifier 3 catégories de structures testées dans cette étude et plusieurs sous-groupes associés :

Groupe 1 : Peaux aluminium seules, monolithiques ou stratifiées (chapitre II)

Groupe 2 : Sandwichs avec peau avant en aluminium

- ◆ Cœur en nid d'abeille aluminium (chapitre III)
- ◆ Autres cœurs (chapitre V)

Groupe 3 : Sandwichs avec peau avant en tissus

- ◆ Peaux en tissu résiné (chapitre IV)
- ◆ Peaux en tissus secs avec cœur en nid d'abeille aluminium (chapitre IV)
- ◆ Peaux en tissus secs avec autres cœurs (chapitre V)
- ◆ Peaux en interlock 3D aramide (chapitre V)

Afin d'identifier chaque assemblage de manière explicite et synthétique, des conventions de notation ont été choisies pour l'ensemble de l'étude.





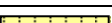














- ◆ Pour des peaux seules, on décrira d'abord la peau avant (côté projectile) puis la peau arrière (côté support). Pour une structure sandwich, on renseigne dans l'ordre la peau avant, le cœur puis la peau arrière.
- ◆ La nature de chaque couche est identifiée par une lettre unique associée (cf. Tab. 2-1)
- ◆ L'épaisseur / nombre de pli de la couche décrite est indiquée en indice, ainsi que l'ordre de stratification (de l'avant à l'arrière de l'échantillon)
- ◆ Un indice global au nom indique la dimension d'éprouvette en mm (200, 300 ou 400).

Par exemple, un assemblage de plaques en aluminium 5086-H111 de 300 mm de côté, collées entre elles et d'épaisseurs respectives 2 et 1 mm à l'avant et à l'arrière s'écrit : $[A_{2+1}]_{300}$. Pour un sandwich de 200 mm de côté, composé d'une peau avant en tissu taffetas aramide de 12 plis, d'un cœur en nid d'abeille de 20 mm d'épaisseur et d'une peau aluminium de 1 mm à l'arrière, on écrira : $[P_{12}AH_{20}A_1]_{200}$. Dans le cas où deux structures identiques sont testées (confirmation de certains cas critiques par exemple), une numérotation est ajoutée en exposant dans le nom, par exemple $[A_{2+1}^{(1)}]_{300}$ et $[A_{2+1}^{(2)}]_{300}$.

En ce qui concerne l'assemblage des structures, on définit plusieurs types de collage :

- ◆ Assemblage des peaux en tissus secs : les tissus secs sont assemblés selon une stratification quasi-isotrope avec symétrie miroir en combinant des plis orientés à 0/90° et à ±45°. L'ordre choisi est le suivant : $[0^\circ/45^\circ]_{n, \text{sym}}$ (avec $n=2, 3, 4$, etc.) selon le nombre de plis total choisi. Les différents plis sont maintenus entre eux par couture et on utilise pour cela un fil de type para-aramide (K-Tech 75, 0.23 mm de diamètre). Les points de couture sont espacés de 10 mm. Le motif de couture est un quadrillage à 0/90° composé de carrés de 10 ou 20 mm de côté (précisé ultérieurement dans le texte).
- ◆ Les peaux et le cœur du sandwich sont systématiquement assemblés par un film adhésif de type Redux (sauf si indication contraire). Ainsi, dans le cas de sandwichs avec peau avant en tissus secs, une partie de la résine composant le film de colle est imprégnée dans les derniers plis du tissu (précisé et quantifié au chapitre IV).
- ◆ Pour les configurations de type peaux seules, deux collages sont testés : soit le collage habituel avec film Redux (indication « + » entre les couches concernées), soit une simple superposition sans collage (indiqué par « / »).

Le Tab. 2-1 détaille la représentation et la notation choisies pour chaque élément de sandwich, ainsi que les données matériau associées.

Schéma	Lettre	Description
Peaux		
	A_t	Tôles aluminium AA5086-H111, 2700 kg/m ³ ; $t \in [1 ; 3]$ (épaisseur de chaque couche en mm)
	A^*_t	Tôles aluminium AA5086-H111, 2700 kg/m ³ ; $t = 0.5$ mm
	B_t	Tôles aluminium AA2017, 2700 kg/m ³ $t \in [2 ; 3]$ (épaisseur de chaque couche en mm)
	T_i	Tissu sergé 2/2, 220 g/m ² équilibré, 6.5 mèches / cm; fibre de Twaron 2200 HM 162 tex. Nombre de plis $i \in \{8; 12; 16\}$.
	P_i	Tissu taffetas, 170 g/m ² , 6.7 mèches / cm; fibre de Twaron 2200 HM 121 tex. Nombre de plis $i \in \{8; 12; 16; 18; 20\}$.
	H_i	Tissu taffetas, 170 g/m ² ; 5.1 mèches / cm. fibres de Twaron 2200 et de carbone. Nombre de plis $i = 16$.
	$I1_t$	Peaux Interlock 3D à fibre aramide, $t \approx 5$ mm (épaisseur totale) Interlock à tissage diagonal, 8.26 kg/m ²
	$I2_t$	Interlock couche à couche dégressif, 8.24 kg/m ²
	$I3_t$	Interlock couche à couche type toile sans renfort, 8.46 kg/m ²
Cœurs		
	AH_t	Nid d'abeille aluminium, 3/8-5052-0.004, 91 kg/m ³ (Hexcel); $t = 30$ mm
	AH_t	Nid d'abeille aluminium, ACG-3/8, 53 kg/m ³ (Hexcel); $t \in \{10; 20\}$
	NH_t	Nid d'abeille Nomex, HRH-78-1/8-3.0, 49 kg/m ³ (Hexcel); $t \in \{15; 20\}$
	F_t	Mousse polyuréthane Airex type C70.75, 73 kg/m ³ ; $t \in \{20; 30\}$
	EF_t	Fibres aramide gaufrées et enchevêtrées, entre 50 et 150 kg/m ³ ; $t = 20$ mm.
	NW_t	Structures non-tissées en fibre aramide, 110 kg/m ³ ; $t \in \{7; 20\}$
	NWR_t	Structures non-tissées en fibre aramide résinées, 200 kg/m ³ ; $t = 5$ mm. Résines testées : époxy, polyuréthane, silicone et acrylique
	U_t	Structure ULSAP en feillard aluminium, 40 kg/m ³ ; $t = 20$ mm.
	T_t	Assemblage de tôles perforées pliées en acier 316L, 225 kg/m ³ ; $t = 10$ mm.
Collage		
	R	Film de colle Redux 630-300, 300 g/ m ² (Sicommin)
	+	Collage entre deux couches successives (Redux ou résine époxy)
	/	Superposition de deux couches successives sans collage

Tab. 2-1 : Description des matériaux utilisés, représentations et notations choisies






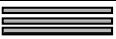







2. PLAQUES ALUMINIUM TESTEES A L'IMPACT

2.1 Configurations testées et paramètres étudiés

Cette étude vise à identifier les paramètres influant sur les performances à l'impact de peaux aluminium seules. Plusieurs effets potentiels ont été identifiés et étudiés :

- ◆ 1. Taille des échantillons (200 à 400 mm de côté)
- ◆ 2. Epaisseur totale des plaques (2 à 4 mm)
- ◆ 3. Effet de stratification et du collage (2 à 5 couches)
- ◆ 4. Effet de l'alliage d'aluminium (deux alliages testés : AA5086-H111 et AA2017)

Le descriptif des éprouvettes testées est fourni en Tab. 2-2. La taille d'échantillon a , l'épaisseur totale de l'échantillon e_{tot} ainsi que la densité surfacique ρ_s sont indiquées.

ID	Schéma	Alliage	a [mm]	e_{tot} [mm]	ρ_s [kg/m ²]	Collage?	Effet étudié
[A ₁₊₁] ₂₀₀		5086	200	2	5.5	oui	1, 2
[A ₁₊₁] ₄₀₀		5086	400	2	5.5	oui	1, 2, 3
[A _{5×0.5}] ₃₀₀		5086	300	2.5	6.7	non	3
[A ₂₊₁] ₂₀₀		5086	200	3	8.2	oui	1, 2
[A _{2/1}] ₃₀₀		5086	200	3	7.7	non	3
[A _{3×1}] ₃₀₀		5086	300	3	7.8	non	3
[A ₂₊₁ ⁽¹⁾] ₄₀₀		5086	400	3	8.3	oui	1, 2, 3
[A ₂₊₁ ⁽²⁾] ₄₀₀		5086	400	3	8.3	oui	1, 2
[A _{1/2}] ₃₀₀		5086	300	3	7.7	non	3
[A ₃] ₄₀₀		5086	400	3	8.0	/	2, 3, 4
[B ₃] ₃₀₀		2017	300	3	8.1	/	4
[A ₂₊₂] ₂₀₀		5086	200	4	10.9	oui	3
[A ₄] ₂₀₀		5086	200	4	10.7	/	2, 3

Tab. 2-2 : Descriptif des configurations testées à l'impact

2.2 Caractérisation quasi-statique des plaques aluminium

L'aluminium AA5083-H116 est la nuance la plus couramment utilisée dans le cadre de cette étude, en tant que peaux seules ou peaux de sandwich. Dans la littérature, l'aluminium AA5083-H116 de composition chimique proche, a été largement étudié pour des applications d'impact ([BEN-DOR, 1999], [BØRVIK, 2004], [CLAUSEN, 2004], [GRYTEN, 2009(1)], [GRYTEN, 2009(2)]). L'aluminium AA5083 est l'un des plus résistants de la série des aluminium-magnésium (série 5000). Les éléments d'alliage majoritaires sont le magnésium (entre 4 et 5% en masse de la composition nominale), le manganèse (0.7%) et le chrome (0.15%).

Une étude très complète de la nuance AA5083-H116 a été réalisée par [CLAUSEN, 2004], sur des plaques laminées d'environ 15 mm d'épaisseur. Deux caractéristiques propres aux aluminiums de la famille 5000 y sont notamment mentionnées :

- ♦ La présence d'atomes de magnésium (principal élément d'addition) provoque une rupture précoce en traction avec faible vitesse de déformation (10 s^{-1}). Ces atomes diffusent à température ambiante dans la matière et interagissent avec d'autres obstacles, bloquant le mouvement des dislocations. Cela engendre une augmentation locale des contraintes, puis la rupture (cf. section 2.3.1 au chapitre I).
- ♦ Ce mécanisme est également à l'origine de l'effet Portevin – Le Chatelier. Il s'agit d'instabilités de la contrainte d'écoulement (visibles Fig. 2-7), qui sont provoquées par le blocage et le franchissement brusque des obstacles par les bandes de dislocation.

L'aluminium AA5086-H111 est utilisé en majorité dans cette étude. Cet alliage a été caractérisé en traction afin d'alimenter les analyses expérimentales et les modèles numériques. Des essais de traction ont été réalisés sur des éprouvettes de 2, 1 et 0.5 mm d'épaisseur, à des angles de 0° , 45° et 90° par rapport à la direction de laminage. La géométrie des éprouvettes est définie Fig. 2-6. Deux éprouvettes de chaque épaisseur et orientation sont testées. Les essais sont réalisés à déplacement imposé, et les déformations sont mesurées à l'aide d'un extensomètre pour jusqu'à la rupture (plage de mesure comprise entre 0 et 10 mm, pour une distance initiale de 20 mm entre couteaux). Les courbes contrainte-déformation sont présentées Fig. 2-7 pour chaque épaisseur.

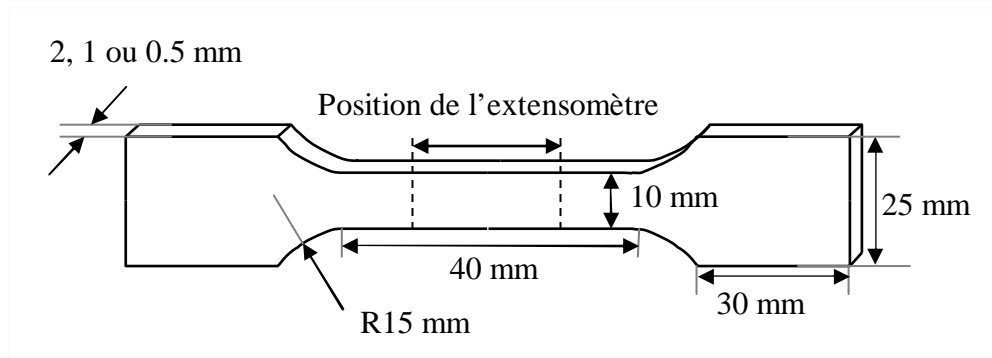


Fig. 2-6 : Géométrie des éprouvettes de traction

On peut voir que l'écrouissage n'est pas influencé par l'angle par rapport à la direction de laminage. Les plaques de 2 et de 1 mm d'épais ont un comportement proche, par contre, les plaques de 0.5 mm d'épaisseur montrent un seuil d'écrouissage plus bas. Cette différence peut éventuellement s'expliquer par un traitement thermique différent (tôles de 0.5 mm issues d'un lot différent de celles de 1 et 2 mm d'épais) et/ou par un effet dû au laminage. Ainsi, afin de différencier les tôles d'aluminium AA5086-H111 de 0.5 mm d'épais, on utilisera la notation A^* au lieu de A.

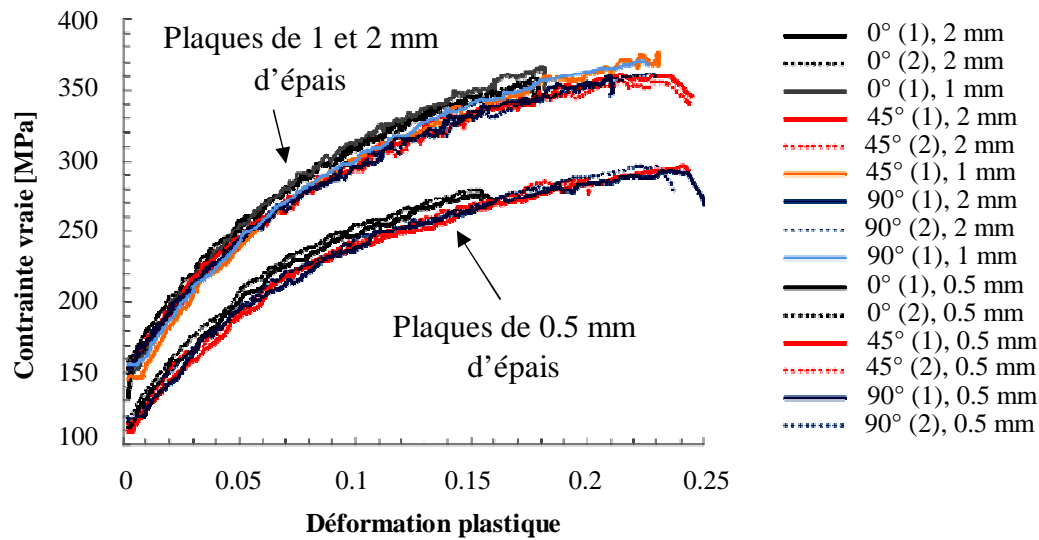


Fig. 2-7 : Courbes de traction expérimentales sur plaques en aluminium 5086 de 2, 1 et 0.5 mm d'épais

Contrairement à l'écroutissement, les déformations à rupture sont fortement dépendantes de l'angle par rapport à la direction de laminage. La direction de laminage est la plus critique, suivie de près par la direction à 90°. Par contre, les déformations à rupture sont significativement supérieures à 45°. Des résultats similaires sont observés dans la littérature pour le 5083-H116 [CLAUSEN, 2004]. L'épaisseur et la largeur finales des éprouvettes sont mesurées après l'essai dans la zone de striction. En considérant que la déformation plastique se fait à volume constant, la déformation à rupture dans la direction de traction peut ainsi être obtenue. Les valeurs moyennées sur les deux essais sont synthétisées pour chaque configuration dans le Tab. 2-3 :

Cas testés	Moyenne des déformations à rupture plastiques vraies $\varepsilon_{1/3}^f$		
	0°	90°	45°
AA5086-H111, 2 mm	0.299	0.317	0.344
AA5086-H111, 1 mm	0.261	0.357	0.338
AA5086-H111, 0.5 mm	0.264	0.281	0.344

Tab. 2-3 : Déformations plastiques vraies à rupture en traction quasi-statique sur aluminium 5086-H111

2.3 Résultats d'impact expérimentaux

Les résultats d'impact sont synthétisés dans le Tab. 2-4 pour les différentes configurations testées. On rappelle que la présence éventuelle de rupture sur les peaux avant et/ou arrière est indiquée par les notations respectives R_{av} et R_{arr} . Ces grandeurs valent respectivement « O » ou N selon le cas où une fissure est visible ou non sur la peau correspondante. Il est à noter que l'indicateur « O » vaut à la fois pour une fissure initiée et non propagée ou pour une rupture totale de la plaque. Ainsi, cet indicateur est à corrélérer avec le signe de la vitesse résiduelle afin d'établir si la rupture des plaques entraîne la perforation de la structure ou non (il existe des cas limites où la rupture est initiée sans que la structure soit perforée).

Les courbes d'évolution des vitesses d'impact et les profils résiduels sont donnés en Fig. 2-8 et Fig. 2-9 pour les configurations du groupe 1 relatives à l'effet matériau, épaisseur et taille d'éprouvette.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	R_{av}/R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
[A ₁₊₁] ₂₀₀		122.2	948	60.6	713/75.2%	O/O	0.40	/	/
[A ₁₊₁] ₄₀₀		122.0	946	66.3	664/70.2%	O/O	0.49	/	/
[A* _{5x0.5}] ₃₀₀		126.0	1007	83.0	537/53.3%	O/O	0.32	/	/
[A ₂₊₁] ₂₀₀		124.6	987	-12.7	976/99.0%	N/N	1.21	53.4	48.9
[A _{2/1}] ₃₀₀		123.8	973	-11.7	964/99.1%	N/N	1.07	39.4	32.0
[A _{3x1}] ₃₀₀		116.1	856	-9.8	850/99.3%	N/N	0.95	40.6	37.5
[A ₂₊₁ ⁽¹⁾] ₄₀₀		122.6	954	-21.5	925/96.9%	N/O	0.76	37.0	30.6
[A ₂₊₁ ⁽²⁾] ₄₀₀		124.4	983	-22.4	951/96.8%	N/N	0.76	37.2	31.5
[A _{1/2}] ₃₀₀		125.4	999	-14.0	932/96.8%	N/N	1.00	39.8	35.5
[A ₃] ₄₀₀		118.0	884	-21.4	854/96.7%	N	0.72	35.6	30.0
[B ₃] ₃₀₀		117.7	880	69.5	573/65.1	O	0.48	/	/
[A ₂₊₂] ₂₀₀		126.6	1018	-9.3	1011/99.3%	N/N	0.92	41.1	31.6
[A ₄] ₂₀₀		120.6	923	-14.5	901/97.7%	N	0.89	37.1	33.8

Tab. 2-4 : Résultats des essais d'impact des plaques aluminium

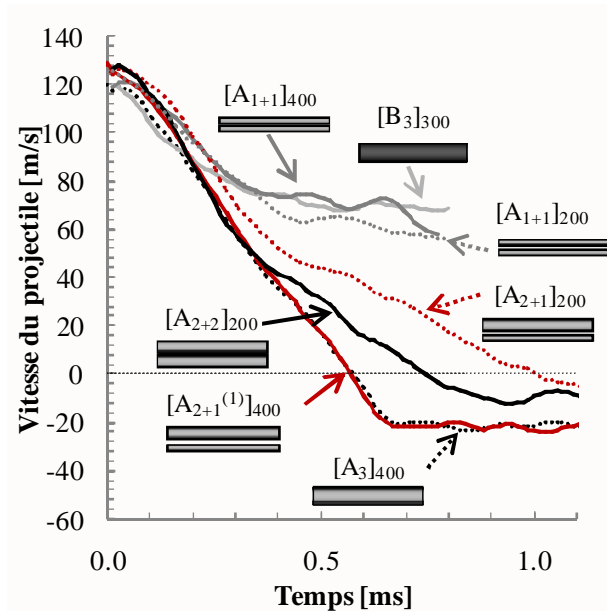


Fig. 2-8: Evolution des vitesses d'impact au cours de l'essai

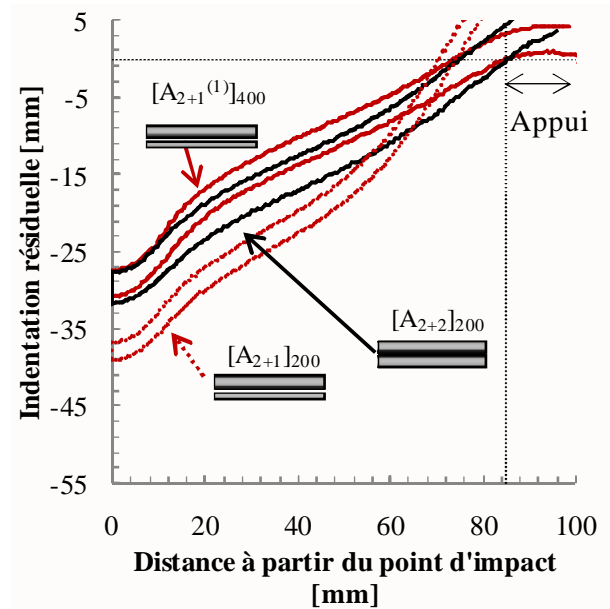


Fig. 2-9: Demi-profil résiduel de quelques configurations non-perforées du Groupe 1

2.3.1 Effet de l'épaisseur totale des plaques

Les données du Tab. 2-4 montrent clairement l'influence de l'épaisseur totale des plaques sur la perforation. Pour une épaisseur totale inférieure ou égale à 3 mm d'épais, toutes les structures en AA5086-H111 sont perforées et ce, indépendamment de la taille d'éprouvette. On peut le voir notamment sur la Fig. 2-8 par les vitesses résiduelles positives des cas $[A_{1+1}]_{200}$ et $[A_{1+1}]_{400}$. A titre de comparaison, une étude d'impact menée par Iqbal et al. [IQBAL, 2008] sur plaques aluminium 1100-H12 donne une vitesse limite balistique de 108 m/s pour une plaque monolithique de 3 mm d'épaisseur. Le projectile utilisé est hémisphérique de diamètre 19 mm et de 52.5 g (soit une énergie d'impact d'environ 310 J).

La configuration $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ est définie comme cas de référence pour la suite de l'étude car elle représente un cas critique. En effet, on observe un cas limite dans lequel la rupture s'est initiée et propagée sur la peau arrière de 1 mm d'épaisseur (Fig. 2-10b) sans que la peau avant ne soit endommagée (Fig. 2-10a). Une couronne de rupture de 16 mm de diamètre est visible à l'arrière de la peau arrière.

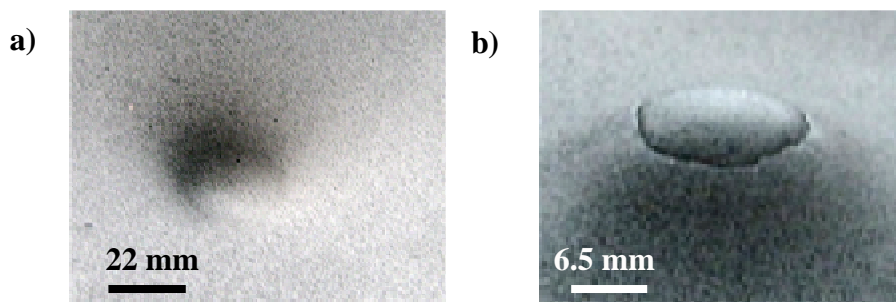


Fig. 2-10: Endommagements observés sur la configuration de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$: a) face avant ; b) face arrière

Une seconde configuration $[A_{2+1}^{(2)}]_{400}$ a été testée afin d'évaluer la répétabilité de ce résultat. Le second essai a été impacté à une vitesse supérieure à la première configuration sans qu'aucune rupture ne soit observée. Ainsi, l'endommagement observé sur le cas limite peut être attribué à un défaut entraînant une fragilité ponctuelle du matériau et donc une amorce de rupture plus précoce.

Les éprouvettes d'épaisseur strictement inférieure à 3 mm sont toutes perforées : $[A_{1+1}]_{200}$, $[A_{1+1}]_{400}$ et $[A_{5 \times 0.5}]_{300}$. Moins de 70% de l'énergie cinétique initiale du projectile a été absorbée et les durées d'impact sont faibles (moins de 0.5 ms). Comme pour le cas de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$, on peut observer une couronne de rupture partiellement formée à l'arrière des éprouvettes $[A_{1+1}]_{200}$ et $[A_{5 \times 0.5}]_{300}$ (Fig. 2-11a et b). Des fissures secondaires se propagent à partir de la rupture circulaire, induisant la formation de pétales. Ce faciès de rupture est caractéristique des métaux ductiles ([CORBETT, 1996], [GUPTA, 2007]). On observe des zones de striction sur et à la base des pétales formés, associés par un amincissement significatif des tôles aluminium.

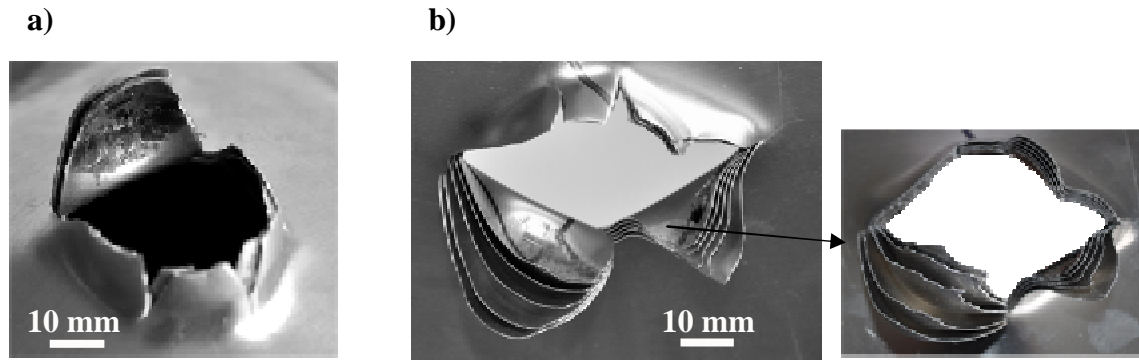


Fig. 2-11 : Faciès de rupture sur les faces arrières de : a) $[A_{1+1}]_{200}$; b) $[A_{5 \times 0.5}^*]_{300}$

Aucun des échantillons de 3 mm d'épaisseur totale et plus (hormis le cas de référence) ne présentent d'initiation de rupture ou de perforation. Une bande de striction d'environ 5 mm de large est clairement visible à la base du cône d'indentation sur la face arrière de l'éprouvette (cf. Fig. 2-12a et b).

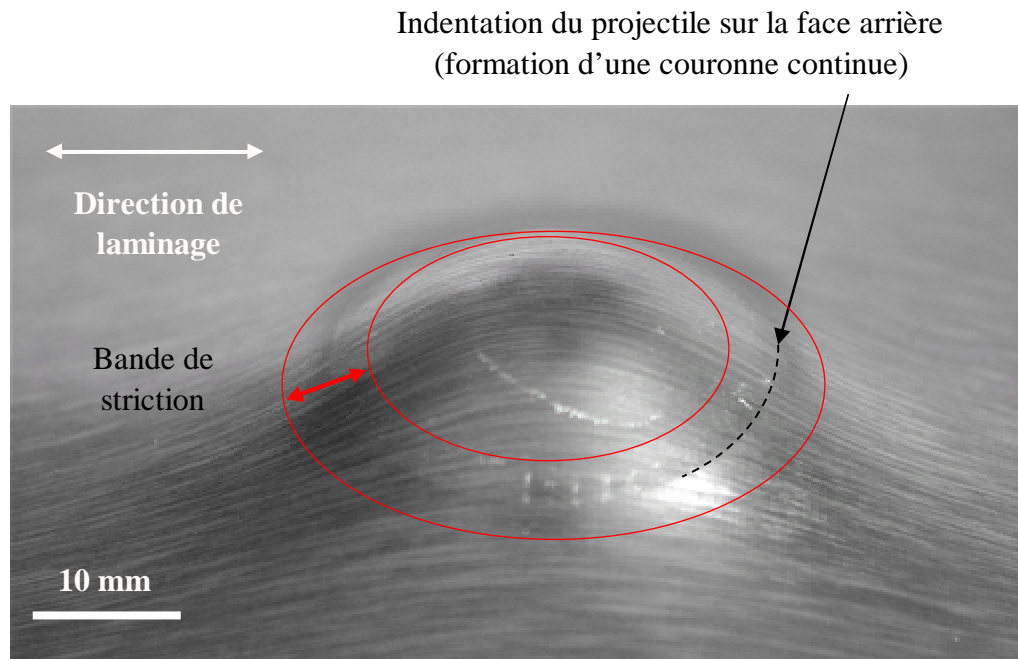


Fig. 2-12 : Zones de striction visibles en peau arrière – exemple pris sur la configuration $[A_{3 \times 1}]_{300}$

En ce qui concerne les profils résiduels et l'indentation maximale, on note une différence significative entre les éprouvettes de 3 et 4 mm d'épaisseur totale $[A_{2+1}]_{200}$ et $[A_{2+2}]_{200}$ (Fig. 2-9). L'éprouvette $[A_{2+1}]_{200}$ a une indentation maximale de 49.4 mm, soit +56% d'indentation par rapport à $[A_{2+2}]_{200}$ qui est plus épaisse donc plus rigide.

2.3.2 Effet de la taille d'échantillon

Plusieurs configurations identiques ont été testées avec deux tailles d'échantillons, 200 et 400 mm de côté. Une comparaison a été effectuée sur les éprouvettes suivantes : $[A_{1+1}]_{200}$ et $[A_{1+1}]_{400}$, $[A_{2+1}]_{200}$, $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ et $[A_{2+1}^{(2)}]_{400}$.

On observe que les deux échantillons de type $[A_{1+1}]$ sont perforés et les courbes d'évolution de la vitesse du projectile sont proches (cf. Fig. 2-8). On peut remarquer que la rupture apparaît de manière précoce dans le déroulement de l'impact, ce qui est confirmé par des durées d'impact relativement faibles (respectivement 0.4 et 0.49 ms). Ainsi, la taille d'éprouvette influence peu l'initiation de rupture. Cela peut s'expliquer par des endommagements qui restent localisés au voisinage du point d'impact (Fig. 2-11).

On rappelle que la rupture du cas $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ n'est pas attribuée à la dimension d'éprouvette mais à un défaut ponctuel (confirmé par le doublon non perforé $[A_{2+1}^{(2)}]_{400}$). Ainsi, on considère qu'aucune des structures de type $[A_{2+1}]$ n'est perforée, quelle que soit la dimension d'éprouvette (200 et 400 mm). Là encore, la taille d'échantillon n'a pas d'effet significatif sur la rupture.

Par contre, l'évolution de la vitesse du projectile varie selon la taille des éprouvettes (exemple entre $[A_{2+1}]_{200}$ et $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ sur la Fig. 2-8). Le ralentissement du projectile est globalement constant sur les éprouvettes de grandes dimensions (> 300 mm de côté) et s'infléchit à partir de 0.3 ms sur les plus petites. Ce comportement est sans doute associé à une flexion globale de la structure et à sa rotation au niveau des conditions limites. Des effets de bord importants sont ainsi observés sur les cibles après impact (cf. Fig. 2-13a). De tels effets ne sont pas visibles sur les plaques de plus grande dimension (300 et 400 mm de côté) à cause des effets d'inertie et de la rigidité des bords des plaques (Fig. 2-13b).

Au niveau des profils résiduels, cet effet structural se traduit par une indentation supérieure pour le cas $[A_{2+1}]_{200}$ par rapport à $[A_{2+1}]_{400}$ (+60% d'indentation).

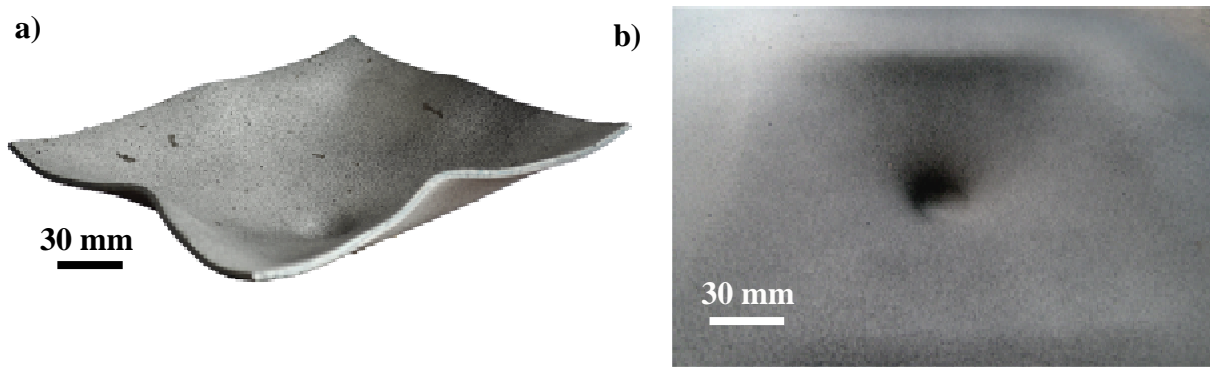


Fig. 2-13 : Déformations aux conditions limites observées sur les échantillons : a) $[A_{2+1}]_{200}$; b) $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$

Les effets de bords observés sur les éprouvettes de 200 mm de côté ne sont donc pas représentatifs d'une structure réelle de plus grande taille. Ainsi, dans la suite de l'étude, la dimension d'éprouvette standard choisie est définie à 300 mm de côté afin de s'affranchir de ces effets.

2.3.3 Effet de la stratification

Plusieurs structures stratifiées ont été testées et comparées à des structures monolithiques de même épaisseur totale. L'évolution des vitesses et les profils de déformation résiduels de certaines de ces structures sont donnés en Fig. 2-14, Fig. 2-15 et Fig. 2-16.

Les comparaisons suivantes sont effectuées :

- ◆ Cas 1. plaques de 200 mm de côté en 4 mm d'épais : $[A_4]_{200}$ et $[A_{2+2}]_{200}$
- ◆ Cas 2. plaques de 300 mm de côté et de 3 mm d'épaisseur totale : $[A_{1/2}]_{300}$, $[A_{2/1}]_{300}$ et $[A_{3 \times 1}]_{300}$
- ◆ Cas 3. plaques de 400 mm de côté et de 3 mm d'épaisseur totale : $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ et $[A_3]_{400}$
- ◆ Cas 4. plaque de 2.5 mm d'épais : $[A_{5 \times 0.5}]_{300}$ (comparaison avec $[A_{1+1}]_{400}$)

Parmi les trois premières catégories, aucune des configurations testées n'est perforée. L'évolution des vitesses d'impact ainsi que les profils résiduels sont donnés pour les stratifications étudiées.

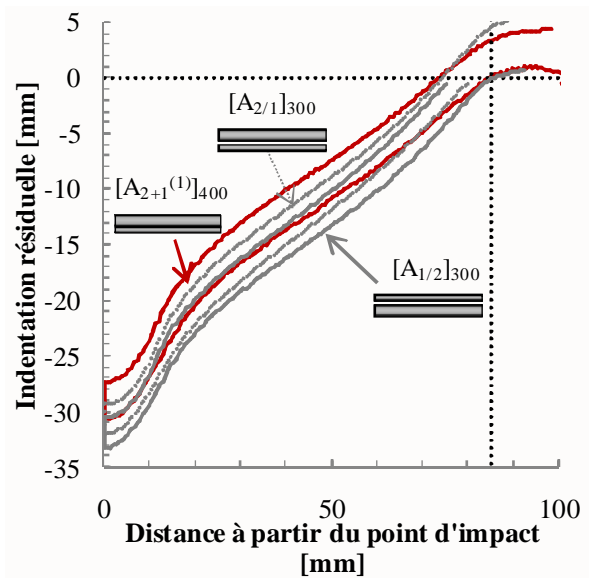


Fig. 2-14 : Profil résiduel de plaques du cas 2 (3 mm d'épaisseur totale)

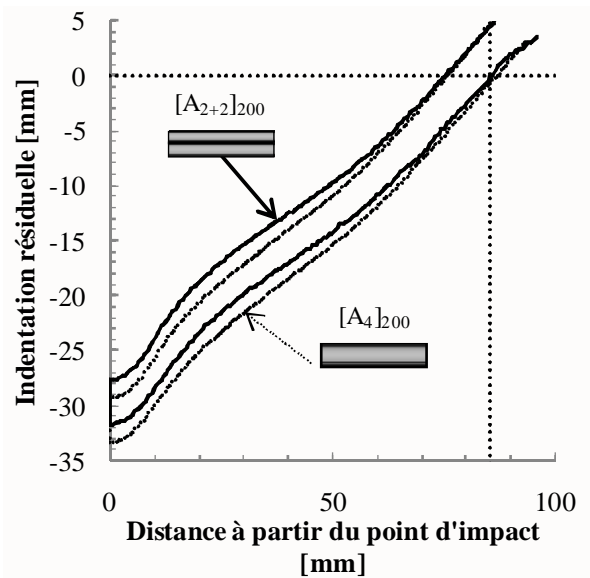


Fig. 2-15 : Profil résiduel de plaques du cas 1

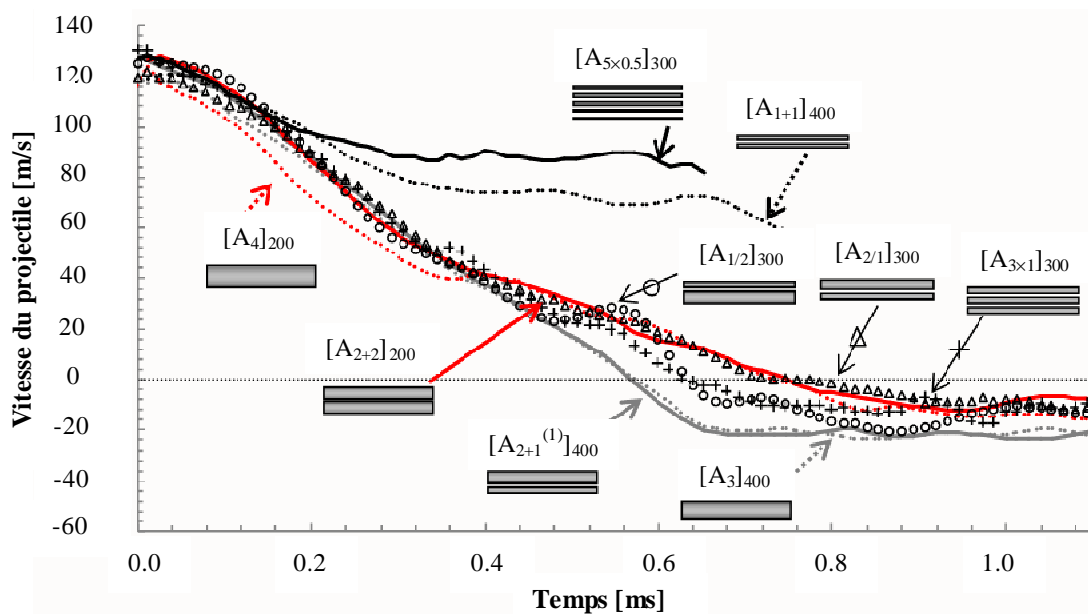


Fig. 2-16 : Evolution des vitesses d'impact dans le cas de plaques monolithiques et stratifiées

◆ Résultats du cas 1 :

On peut remarquer de la Fig. 2-16 que les profils de vitesse de $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ et de $[A_3]_{400}$ sont quasiment confondus et les indentations maximales sont proches (respectivement 30.6 et 30.0 mm, cf. Tab. 2-4). La stratification a donc peu d'effet sur ces cas.

◆ Résultats du cas 3 :

Une observation similaire peut être faite pour $[A_4]_{200}$ et $[A_{2+2}]_{200}$, en tenant compte du fait que la légère différence entre les deux courbes observée en début d'impact est probablement due à des vitesses initiales différentes (respectivement 120.6 et 126.6 m/s, soit environ 90 J de différence en termes d'énergie d'impact). Malgré cela, le cas monolithique $[A_4]_{200}$ présente une indentation résiduelle supérieure au cas stratifié (33.8 mm pour $[A_4]_{200}$ comparé à 31.6 mm pour $[A_{2+2}]_{200}$, soit +7% d'indentation).

◆ Résultats du cas 2 :

En ce qui concerne les trois stratifications de 3 mm d'épais, les profils de vitesse et d'indentation sont très proches pour les cas $[A_{1/2}]_{300}$ et $[A_{2/1}]_{300}$ (35.5 mm et 32.0 mm d'indentation pour $[A_{1/2}]_{300}$ et $[A_{2/1}]_{300}$, soit +11% d'indentation). Le cas $[A_{1/2}]_{300}$ est un peu plus indenté que $[A_{2/1}]_{300}$, mais là encore, ce résultat pourrait être influencé par la différence au niveau des énergies d'impact initiales. La configuration $[A_{3 \times 1}]_{300}$ se distingue des deux précédentes par un freinage plus progressif de la bille et une indentation résiduelle supérieure (37.5 mm soit en moyenne 11% de plus que les cas $[A_{1/2}]_{300}$ et $[A_{2/1}]_{300}$) et ce, malgré une vitesse initiale inférieure aux deux cas précédents. Cette différence peut être associée à un comportement de chaque couche en membrane plutôt qu'en flexion, dû à la diminution de l'épaisseur de chaque couche. L'échantillon après impact est représenté en Fig. 2-17a. On peut remarquer sur la vue de profil en Fig. 2-17b que les déformations résiduelles des bords sont proches quelle que soit la position des couches vis-à-vis de l'impact. Cette constatation est également observée pour l'ensemble de la déformée.

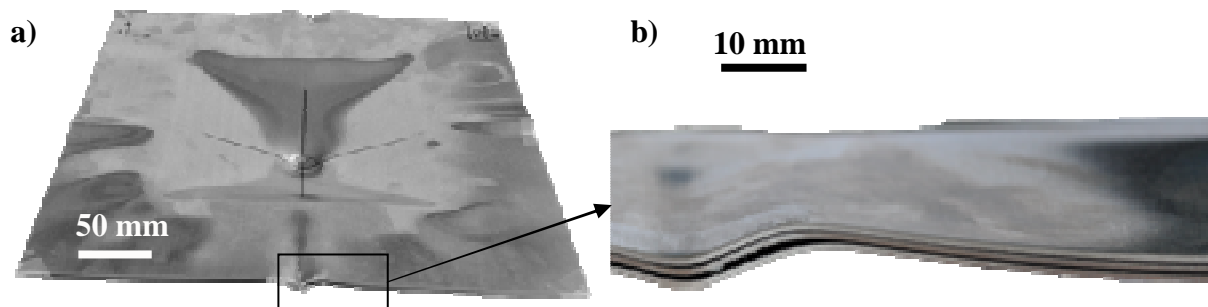


Fig. 2-17 : Echantillon $[A_{3 \times 1}]_{300}$ après impact: a) vue « de face »; b) vue de côté

◆ Résultats du cas 4 :

La configuration de 2.5 mm d'épaisseur a été perforée, comme le montrent la vitesse résiduelle positive sur la Fig. 2-16, ainsi que le faciès de rupture en Fig. 2-11b. On peut relier ce résultat au cas limite d'épaisseur totale de 3 mm évoqué section 2.3.1. D'autre part, le faciès de rupture observé sur la Fig. 2-11b est différent par rapport à celui observé pour les autres plaques. En effet, sa forme est plus allongée dans la direction de laminage qui prend plus d'importance dans le cas de plaques minces. Cette configuration se distingue par sa stratification (5 couches), la faible épaisseur de chacune des couches et par le comportement statique de la tôle, qui s'avère différent de celui des plaques de 1 et 2 mm d'épais (Fig. 2-7).

Il est donc difficile de statuer sur les effets intervenant dans la rupture de cet échantillon, et l'étude numérique permettra peut-être d'apporter des réponses sur ce cas expérimental.

2.3.4 Effet de l'alliage d'aluminium

Deux plaques monolithiques en alliages d'aluminium A5086-H111 et AA2017 de 3 mm d'épaisseur ont été testées (respectivement $[A_3]_{400}$ et $[B_3]_{300}$). Les résultats montrent que pour une énergie cinétique initiale proche (cf. Tab. 2-4), la cible en AA2017 est perforée alors que ce n'est pas le cas de celle en aluminium AA5086-H111. Un cône central de 16 mm de diamètre s'est détaché du reste de la plaque $[B_3]_{300}$ (Fig. 2-18b) et on observe la formation de pétales, tout comme les faciès de rupture typiques de l'aluminium 5086 (cf. Fig. 2-18a).



Fig. 2-18 : a) Zone arrière endommagée de la configuration $[B_3]_{300}$; b) Cône central détaché de la plaque

Les résultats expérimentaux montrent que l'énergie absorbée par $[A_3]_{300}$ atteint 854 J (soit 96.7% de l'énergie cinétique initiale), ce qui est presque le double de l'énergie absorbée par $[B_3]_{300}$. Cette différence peut s'expliquer par l'apparition précoce de la rupture sur le cas $[B_3]_{300}$, confirmée par l'évolution de la vitesse du projectile qui se stabilise à partir d'environ 0.4 ms.

On peut attribuer ce résultat aux propriétés matériau différentes pour les deux alliages. D'une part, la déformation à rupture du 5086 obtenue pour des essais de traction statiques est supérieure à celle du 2017. De plus, l'écrouissage du 5086 est plus bas, donc les déformations plastiques sont distribuées sur une plus grande surface, ce qui contribue à augmenter l'énergie plastique dissipée par la plaque. Cependant, au-delà des caractéristiques quasi-statiques, la vitesse de sollicitation serait susceptible d'influencer le comportement du matériau de manière significative [CLAUSEN, 2004]. Ce point sera à confirmer par l'étude numérique.

2.3.5 Conclusions

Les effets prédominants identifiés dans cette étude sont l'épaisseur totale de l'échantillon et le choix de l'alliage d'aluminium. Une dimension d'éprouvette minimale est fixée à 300 mm de côté. Ce choix constitue un bon compromis afin d'éviter les effets de bord et de limiter les coûts matière et les temps de fabrication. La stratification ne semble pas influencer de manière significative les résultats, bien que les résultats soient biaisés par la dispersion au niveau des vitesses initiales d'impact. Ainsi, une étude numérique complémentaire est nécessaire afin de comparer les structures pour une même énergie cinétique initiale, ou encore pour établir la vitesse balistique de la structure (à comprendre au sens de la vitesse minimale à perforation).

3. MODELISATION NUMERIQUE DU COMPORTEMENT A L'IMPACT DE PLAQUES ALUMINIUM

3.1 Description du modèle numérique d'impact

3.1.1 Modèle d'écoulement

Le modèle d'écoulement de Johnson Cook a été choisi pour modéliser le comportement des plaques aluminium, d'après l'étude bibliographique effectuée au chapitre I, section 2.3.1. Il donne la contrainte d'écoulement en fonction de l'écrouissage quasi-statique, de la vitesse de déformation et de la température. Son expression est donnée par la relation suivante [JOHNSON, 1985] :

$$\bar{\sigma} = (A + Bp^n)(1 + C \ln(\dot{p}^*)) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

La limite élastique A , ainsi que les paramètres liés à l'écrouissage B et n sont identifiés à partir d'essais de traction quasi-statiques.

La grandeur \dot{p}^* représente le rapport de la vitesse de déformation plastique cumulé \dot{p} sur une vitesse de référence \dot{p}_0 (définie à 1 s^{-1}). Le paramètre C est déterminé sur la base d'une campagne d'essais de traction quasi-statiques et dynamiques. La vitesse de déformation pour nos essais varie typiquement entre 1000 et 10000 s^{-1} .

L'augmentation de température au cours de l'écrouissage est défini par $T^* = (T - T_0)/(T_m - T_0)$, où T_0 et T_m sont respectivement les températures ambiantes et températures de fusion du matériau. Des essais de traction effectués sous différentes conditions de température donnent accès à la valeur du paramètre m .

Plusieurs hypothèses sont effectuées sur la base de la relation (1) :

- ♦ Une modification de (1) a été proposée ([JOHNSON, 1985], [BØRVIK, 2001] et [CLAUSEN, 2004]) afin d'étendre la validité de cette expression à des sollicitations quasi-statiques. Ainsi, le terme $1 + C \ln(\dot{p}^*)$ est remplacé par $(1 + \dot{p}^*)^C$.
- ♦ L'influence de la température sur l'écrouissage est négligée dans la suite de l'étude (voir détail en section 3.1.4).
- ♦ On négligera la contribution de la vitesse de déformation sur la contrainte d'écoulement (cf. justification ci-dessous).

L'étude menée par Clausen et al. [CLAUSEN, 2004] a permis d'évaluer de manière expérimentale la dépendance de la contrainte d'écoulement à la vitesse de déformation pour l'aluminium 5083 (cf. Fig. 1-9b en Section 2.3.1 du chapitre I). Les résultats obtenus montrent un comportement spécifique aux alliages de la famille 5000 qui se caractérise par une sensibilité négative de la contrainte d'écoulement à des vitesses de déformation intermédiaires (entre 0.01 et 500 s^{-1}).

Cette observation est valable pour les trois directions étudiées, à savoir la direction de laminage, sa perpendiculaire et la direction à 45°. Au-delà de 500 s⁻¹, la contrainte d'écoulement augmente pour atteindre des valeurs proches de celles obtenues en quasi-statique.

Cette sensibilité négative trouve son origine dans la présence d'atomes de soluté (du magnésium, dans notre cas), qui ont une mobilité suffisante à température ambiante afin de se fixer et d'arrêter temporairement le mouvement des dislocations [CLAUSEN, 2004]. Cependant, ce mécanisme est négligeable sous sollicitations dynamiques car la diffusion des atomes de magnésium n'a pas le temps de s'effectuer.

Clausen et al. [CLAUSEN, 2004] précisent que l'expression choisie pour modéliser la sensibilité de l'écoulement à la vitesse de déformation, à savoir $(1 + \dot{p}^*)^C$, ne peut pas tenir compte de ce phénomène, si l'on considère une valeur du paramètre C positive (ce que l'on fait afin d'éviter des problèmes numériques qui pourraient être causés par une valeur négative de ce coefficient). Ainsi, Clausen et al. proposent de d'attribuer à ce paramètre une faible valeur positive pour C . En conséquence, l'évolution de l'écoulement par rapport à la vitesse de déformation est quasiment linéaire et calibrée sur la valeur obtenue pour des vitesses de déformation supérieures à 500 s⁻¹. Dans notre cas, on choisira de négliger cette contribution en supposant $C = 0$.

Ainsi, après prise en compte des hypothèses, on obtient une forme réduite de l'expression initiale de Johnson Cook qui se résume à la contribution de l'écrouissage quasi-statique sous la forme d'une loi puissance :

$$\bar{\sigma} = A + Bp^n \quad (2)$$

Les paramètres peuvent être déterminés directement à partir des courbes de traction données en Fig. 2-7. On choisira ces paramètres dans la direction de laminage qui est la plus critique. Ils sont répertoriés dans le Tab. 2-5.

3.1.2 Modèle de rupture de Johnson Cook

Le modèle de rupture de Johnson Cook a été choisi pour cette étude car il donne de bonnes prédictions dans les cas de rupture ductile, notamment en ce qui concerne les endommagements et les vitesses résiduelles (voir chapitre I, section 2.3.2). Le modèle tient compte de la déformation à rupture statique, la triaxialité, la température et de la vitesse de déformation [JOHNSON, 1985].

$$\varepsilon^f = (D_1 + D_2 \exp^{-D_3 \sigma^*}) (1 + D_4 \ln \dot{p}^*) (1 - D_5 T^*) \quad (3)$$

On note ε^f la déformation plastique équivalente obtenue à rupture, et σ^* le taux de triaxialité défini par $\sigma^* = \frac{\sigma_H}{\bar{\sigma}}$ où σ_H correspond à la contrainte hydrostatique et $\bar{\sigma}$ la contrainte équivalente de Von Mises. Ce paramètre est relié à la formation et à la nucléation de vides au sein de la matière lors d'une sollicitation. La grandeur \dot{p}^* est sans unité et représente la vitesse de déformation \dot{p} rapportée à une valeur de référence \dot{p}_0 que l'on choisit égal à 1 s⁻¹. Les paramètres $D_1 - D_5$ dépendent du matériau considéré.

On effectue les hypothèses suivantes :

- ◆ Le terme relatif à la vitesse de déformation est modifié de la même manière que dans la section précédente.
- ◆ L'influence de la température sur l'écrouissage est négligée dans la suite de l'étude (voir détail en Partie 3.1.4).

L'expression de la déformation à rupture devient ainsi :

$$\varepsilon^f = (D_1 + D_2 \exp^{-D_3 \sigma^*}) (1 + \dot{p}^*)^{D_4} \quad (4)$$

Une nouvelle formulation de (4) est proposée afin d'associer spécifiquement un paramètre à un effet donné (triaxialité et vitesse de déformation), ce qui donne :

$$\varepsilon^f = \varepsilon_{1/3}^f \exp^{T(\sigma^* - \frac{1}{3})} (1 + \dot{p}^*)^V \quad (5)$$

Les paramètres $\varepsilon_{1/3}^f$, T et V de (5) sont identifiés à partir de ceux de l'expression (4) par la méthode des moindres carrés. On notera $\varepsilon_{1/3}^f$ la déformation à rupture plastique obtenue par essai de traction et T et V les paramètres reliés respectivement à la triaxialité des contraintes et à l'effet de vitesse de déformation.

La rupture expérimentale est reproduite par la suppression d'éléments dans le modèle numérique. Elle est pilotée par le critère de rupture F défini dans l'équation (4). Ce critère se définit comme le cumul des incréments de déformation plastique équivalente $d\bar{\varepsilon}^P$ rapporté à la valeur à rupture ε^f . L'élément est supprimé lorsque le critère atteint la valeur unité.

$$F = \int_0^t \frac{d\bar{\varepsilon}^P}{\varepsilon^f} dt = 1 \quad (6)$$

Afin de déterminer T , on suppose une faible variation du terme de triaxialité entre la nuance AA5086-H111 et l'aluminium AA5083-H116 étudié par Clausen et al. [CLAUSEN, 2004]. On considère de plus qu'il existe une valeur seuil de triaxialité définie à -1/3 en dessous de laquelle on n'observe pas de rupture du matériau. Cette assertion est introduite et justifiée par Bao et Wierzbicki [BAO, 2005] sur la base d'essais de compression hydrostatique. Une valeur arbitraire de 100% de déformation est ainsi choisie en-dessous de ce seuil. Cette valeur est suffisante pour éviter la suppression d'éléments dans les zones fortement sollicitées en compression. Les mesures de déformation à rupture en fonction de la triaxialité, ainsi que les courbes théoriques sont fournies en Fig. 2-19 :

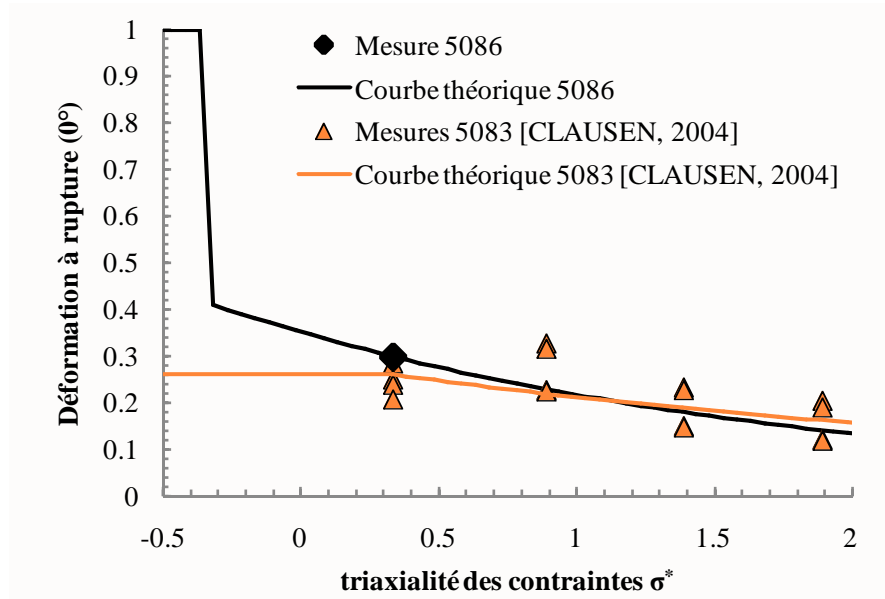


Fig. 2-19: Déformation à rupture en fonction de la triaxialité ($\dot{p} < 10^{-3} \text{ s}^{-1}$) – mesures expérimentales et modèles théoriques

Les mesures expérimentales de Clausen sont déterminées sur la base d'essais de traction avec différentes géométries d'éprouvette. La vitesse de déformation des essais est donnée à $5 \cdot 10^{-4} \text{ s}^{-1}$. Une courbe théorique est obtenue par identification des paramètres D_1 - D_3 à partir des mesures expérimentales. Dans notre cas, le paramètre $\varepsilon_{1/3}^f$ a été défini à partir de la déformation à rupture moyenne de plusieurs essais de traction dans la direction de laminage pour l'aluminium 5086 (vitesse de déformation de $2 \cdot 10^{-3} \text{ s}^{-1}$). Le paramètre T a été choisi afin de correspondre au mieux à l'évolution théorique proposée par Clausen pour l'aluminium 5083, en supposant que leur comportement est proche. La courbe théorique obtenue et la mesure expérimentale pour le 5086 sont données en Fig. 2-19. Les valeurs correspondantes de $\varepsilon_{1/3}^f$ et T sont fournies en Tab. 2-5

L'évolution de la déformation à rupture en fonction de la vitesse de déformation est donnée dans la figure ci-dessous. Les mesures expérimentales de Clausen et al. sur l'aluminium AA5083-H116 y sont indiquées, ainsi que celles déterminées sur l'aluminium AA5086-H111 (deux mesures d'essai sont données). Les modèles théoriques associés y sont également ajoutés (trois pour l'aluminium AA5083-H116 pour chaque direction considérée, et un pour l'aluminium 5086-H111 dans la direction de laminage). Dans le cas de l'aluminium 5083-H116, ces modèles sont déterminés à partir des points expérimentaux.

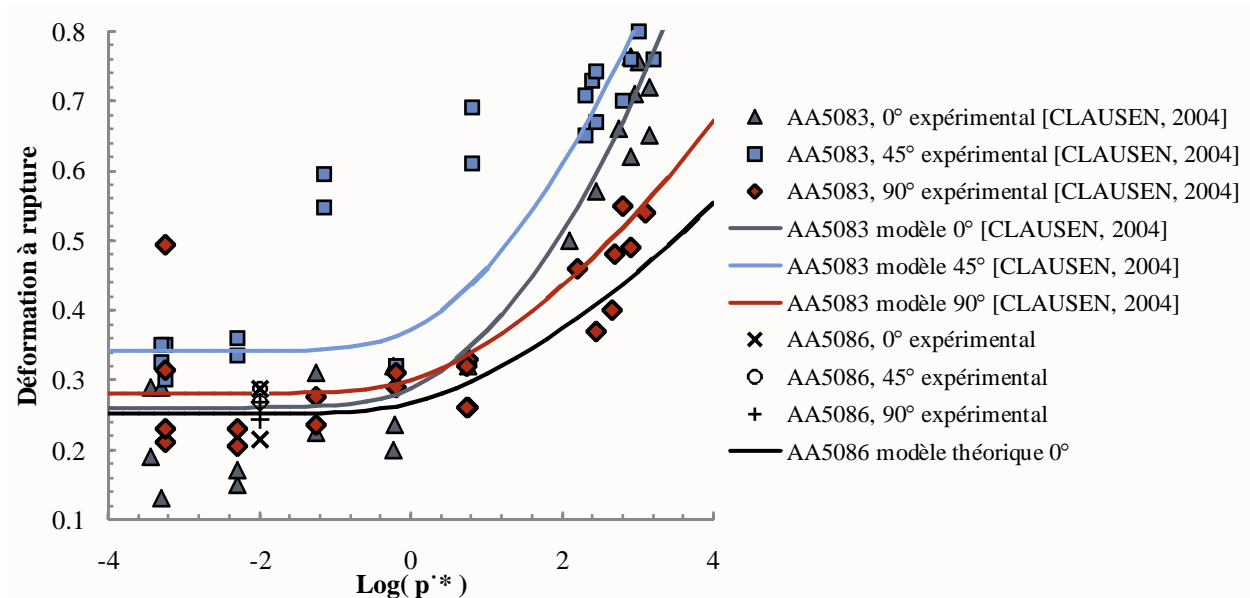


Fig. 2-20: Déformation à rupture en fonction de la vitesse de déformation – mesures expérimentales et modèles théoriques

On peut tout d'abord remarquer que la déformation à rupture reste à peu près constante pour des vitesses de déformation inférieures à 1 s^{-1} . Par contre, les déformations augmentent de manière conséquente pour des hautes vitesses de sollicitations (entre 100 et 1000 s^{-1}). Le paramètre V a été déterminé sur la base de l'essai expérimental de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$. Il est défini de telle manière que la couronne de rupture observée en Fig. 2-10b soit obtenue par modèle sans rupture de la plaque avant.

L'influence de la vitesse de sollicitation sur la rupture est fortement dépendante du traitement thermique et du laminage. C'est pourquoi, le paramètre V n'a pas été déterminé à partir de la publication de Clausen contrairement à celui associé à la triaxialité. Cependant, on peut remarquer que les courbes théoriques obtenues pour les deux alliages sont relativement proches (Fig. 2-20).

Une analyse numérique plus détaillée du cas de référence sera fournie en section 3.2.1. La valeur du paramètre V utilisée est répertoriée dans le Tab. 2-5. Afin de compléter la calibration du modèle, une étude complémentaire a été réalisée afin d'évaluer la sensibilité de l'initiation de rupture par rapport aux variations de vitesse initiale du projectile. Cela permet d'évaluer la robustesse du modèle en termes de prédiction de rupture.

Les résultats suivants ont été obtenus :

- ♦ La couronne de rupture disparaît partiellement en diminuant de 1.5% la vitesse initiale (correspondant à une diminution de 50 J) et totalemtent partir de -5.4% de la vitesse initiale (soit -100 J en énergie d'impact).
- ♦ La structure est totalement perforée en augmentant la vitesse initiale de 7.5% (soit un ajout d'énergie initiale de 150 J).

Grandeurs à 0°	5086, tôles de 2 et 1 mm	5086, tôles de 0.5 mm
A (MPa)	143	112.4
B (MPa)	562	537
n	0.6	0.62
$\varepsilon_{1/3}^f$	0.299	0.234
T	-0.483	-0.483
V	0.086	0.086

Tab. 2-5 : Paramètres de la loi d'écoulement obtenus par essais de traction

3.1.3 Modèle géométrique

Un modèle numérique d'impact est développé sous ABAQUS/Explicit. La loi matériau est implémentée sous la forme d'une loi utilisateur VUMAT. On rappelle que le projectile utilisé pour les essais expérimentaux est constitué d'un nez sphérique et d'une tige vissée à l'arrière de cette partie. L'ensemble est en acier durci. La masse et la longueur de la tige sont assez petites pour s'affranchir d'éventuels effets de flexion sur cette partie du projectile. De plus, dans l'hypothèse de plaques minces, le projectile peut être considéré comme infiniment rigide. Le modèle le représente ainsi comme une surface analytique de masse égale à la masse totale du projectile et de même diamètre que celui du nez sphérique.

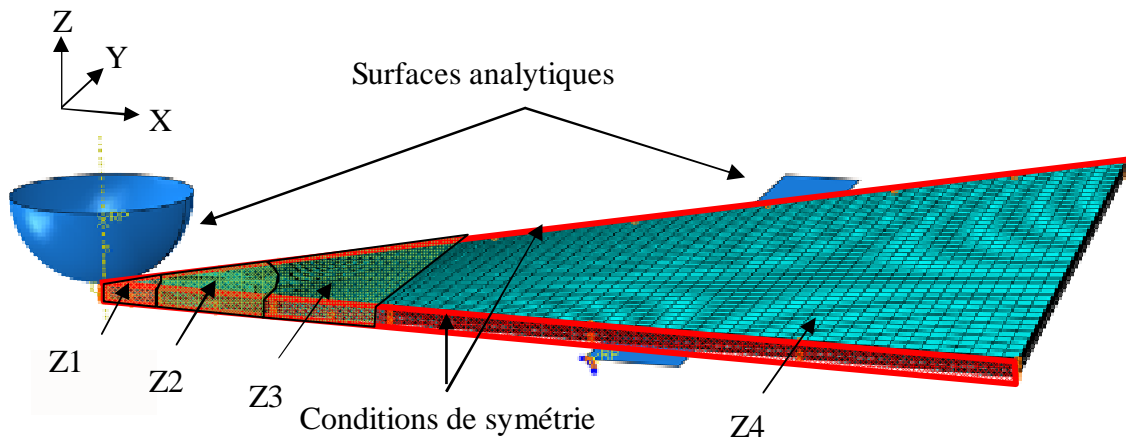


Fig. 2-21 : Modèle géométrique d'impact sur plaques aluminium

Le modèle par éléments finis représente une portion de $1/8^{\text{ème}}$ de la structure réelle. On considère de fait le $1/8^{\text{ème}}$ de la masse de la bille. Des conditions de symétrie sont imposées sur les bords et l'arrière de l'éprouvette est en appui simple sur une surface supposée indéformable. Le contact bille/cible est modélisé par algorithme de contact de type pénalité. Dans le cas de plaques stratifiées collées, le collage est défini nœud à nœud et il est supposé parfait. Cette hypothèse de non décollement des plaques est confirmée par les observations expérimentales de coupes d'éprouvettes après impact. On suppose que les interactions bille/cible et cible/appui arrière peuvent être représentées par un contact normal (aucun frottement n'est pris en compte). La structure est maillée à l'aide d'éléments 3D linéaires avec intégration réduite afin de réduire les temps de calcul. Quatre régions sont représentées en Fig. 2-21. Les zones proches de l'impact, Z1 et Z2 ont un rayon extérieur respectif de 10 et 30 mm.

La zone Z1 correspond à la zone directement en contact avec le projectile et soumise à de fortes contraintes de compression. Une partie de cette zone se détache généralement du reste de la plaque dans les cas de rupture. La zone Z2 correspond à la zone d'initiation des ruptures secondaires qui forment les pétales. Afin de représenter au mieux ces phénomènes, ces deux zones sont caractérisées par un maillage raffiné : éléments d'environ 0.2 mm et 0.5 mm de côté respectivement pour Z1 et Z2.

La zone Z3 est une zone carrée, centrée sur l'impact, de 100 mm de côté. Elle est caractérisée par un raffinement moyen (éléments d'environ 2 mm de côté), permettant de bien rendre les courbures des peaux. Pour finir, la zone Z4 est la plus excentrée du point d'impact et maillée de manière plus grossière (éléments de 2.5 mm de côté) afin de gagner en temps de calcul. On définit des éléments de 0.25 mm dans l'épaisseur. Cela représente un compromis entre la taille moyenne des éléments (entre 0.1 et 0.2 mm) dans l'épaisseur donné dans la littérature et le temps de calcul [BØRVIK, 2002(2)], [TENG, 2006], [GUPTA, 2007], [TENG, 2007], [GRYTTE, 2009(1)].

3.1.4 Evaluation numérique de l'échauffement thermique au cours de l'impact

L'influence de la température sur le comportement à l'impact et l'initiation de rupture est évoquée dans la littérature [CLAUSEN, 2004], [CAMACHO, 1997]. La conduction de chaleur est un phénomène plus lent que la durée d'impact (de l'ordre d'une milliseconde), ainsi la hausse de chaleur associée aux zones plastifiées est supposée adiabatique. L'étude menée par Camacho et al. [CAMACHO, 1997] a montré que la hausse de température a un effet négligeable sur l'impact, et ceci même dans le cas de plaques de forte épaisseur (environ 50 mm). Cependant, une mince couche de métal fondu est observée sous le projectile. Cette couche fait office de lubrifiant et modifie les propriétés de contact entre la bille et la cible.

Une analyse thermomécanique sous ABAQUS a été effectuée afin de s'assurer de la contribution négligeable de la température sur l'impact. Un essai à 125 m/s a été modélisé sur une plaque de 2 mm d'épaisseur. On suppose que l'augmentation de température au niveau des éléments est adiabatique, sur l'hypothèse d'un impact d'une durée très courte. L'augmentation maximale de température relevée est de l'ordre de 82°C sur la face arrière de la cible (cf. Fig. 2-22a et b). Or l'effet de la température sur l'écoulement et la rupture évoqué par Clausen n'est pas significatif entre 20°C et 100°C [CLAUSEN, 2004]. Ainsi, en accord avec les résultats numériques et la littérature, l'influence de la température a été négligée dans les expressions (1) et (3).

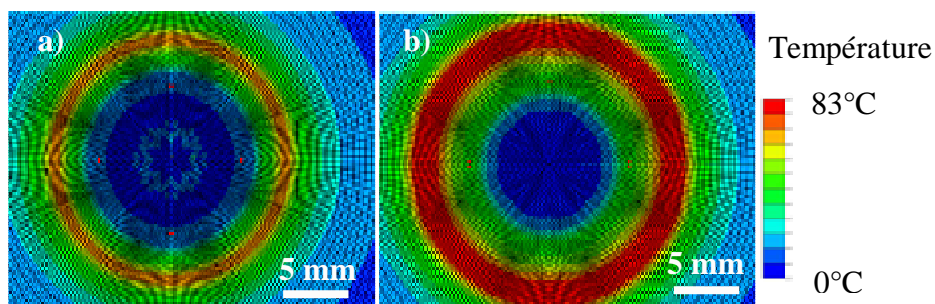


Fig. 2-22 : Cartographie des températures : a) face avant ; b) face arrière

3.2 Comparaison des résultats numériques et expérimentaux

Le récapitulatif des résultats expérimentaux et des simulations numériques associées est fournie dans le Tab. 2-6. La comparaison des résultats numériques et expérimentaux s'appuie sur la prédiction de rupture, ainsi que sur des grandeurs chiffrables comme l'évolution des vitesses et les indentations maximales mesurées sur les profils résiduels.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	$R_{av}/$ R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
[A ₁₊₁] ₂₀₀ Modèle		122.2	948	60.6 -1.7	713/75.2% 948/99.9%	O/O O/O	0.40 0.8	/	/
[A ₁₊₁] ₄₀₀ Modèle		122.0	946	66.3 71.0	664/70.2% 625.9/66.2%	O/O O/O	0.49 /	/	/
[A _{5x0.5}] ₃₀₀		126.0	1007	83.0	537/53.3%	O/O	0.32	/	/
[A ₂₊₁] ₂₀₀ Modèle		124.6	987	-12.7 -12.2	976/99.0% 977.5/99.0%	N/N N/N	1.21 /	53.4 40.7	39.1 36.1
[A _{2/1}] ₃₀₀ Modèle		123.8	973	-11.7 -19.3	964/99.1% 949.3/97.6%	N/N N/N	1.07	39.4 35.4	32.0 31.6
[A _{3x1}] ₃₀₀ Modèle		116.1	856	-9.8 -15.6	850/99.3% 840.5/98.2%	N/N N/N	0.95	40.6 34.0	37.5 31.1
[A ₂₊₁ ⁽¹⁾] ₄₀₀ Modèle		122.6	954	-21.5 -24.4	925/96.9% 916.2/96.0%	N/O N/O	0.76	37.0 33.2	30.6 30.3
[A ₂₊₁ ⁽²⁾] ₄₀₀		124.4	983	-22.4	951/96.8%	N/N	0.76	37.2	31.5
[A _{1/2}] ₃₀₀ Modèle		125.4	999	-14.0 -16.9	932/96.8% 980.9/98.2%	N/N N/N	1.00	39.8 35.8	35.5 33.1
[A ₃] ₄₀₀ Modèle		118.0	884	-21.4 -24.5	854/96.7% 845.9/95.7%	N/N N/N	0.72	35.6 31.7	30.0 28.5
[B ₃] ₃₀₀		117.7	880	69.5	573/65.1	O/O	0.48	/	/
[A ₂₊₂] ₂₀₀ Modèle		126.6	1018	-9.3 -12.7	1011/99.3% 1008/99.7%	N/N N/N	0.92	41.1 32.9	31.6 31.4
[A ₄] ₂₀₀		120.6	923	-14.5	901/97.7%	N/N	0.89	37.1	33.8

Tab. 2-6 : Synthèse des résultats d'impact expérimentaux et numériques

3.2.1 Prédiction de rupture

La répartition du critère de rupture F est étudiée et analysée afin d'identifier les zones les plus critiques et l'état de vulnérabilité après impact. La répartition du critère de rupture F en fonction du rayon par rapport au point d'impact est fournie en Fig. 2-23 et Fig. 2-24 (dans la zone Z1 où s'initie la rupture) à la fin de l'impact. Pour les configurations avec plaques collées, la zone critique se situe à l'arrière de la plaque arrière et prend la forme d'une couronne de 8 à 12 mm de diamètre. Dans le cas de plaques simplement superposées sans collage, la zone critique est localisée sous la couche de plus forte épaisseur.

De plus, dans le cas de couches de même épaisseur, c'est la face arrière de la première couche par rapport au projectile qui devient la zone critique (cas $[A_{3 \times 1}]_{300}$ Fig. 2-24). Pour les cas non perforés, les valeurs maximales atteintes pour le critère F sont respectivement 0.92 et 0.95 pour les cas $[A_{2+2}]_{200}$ et $[A_{2+1}]_{200}$.

Dans le cas de structures perforées comme $[A_{1+1}]_{400}$, on observe un détachement total de la zone centrale par rapport au reste de la plaque (Fig. 2-25c). Dans la réalité, cette zone reste partiellement attachée, comme on peut le voir Fig. 2-25d. Cependant, le modèle numérique ne représentant qu'un huitième de plaque, il n'est pas possible de modéliser le détachement partiel de la zone central, ainsi que le bon nombre de pétales formés.

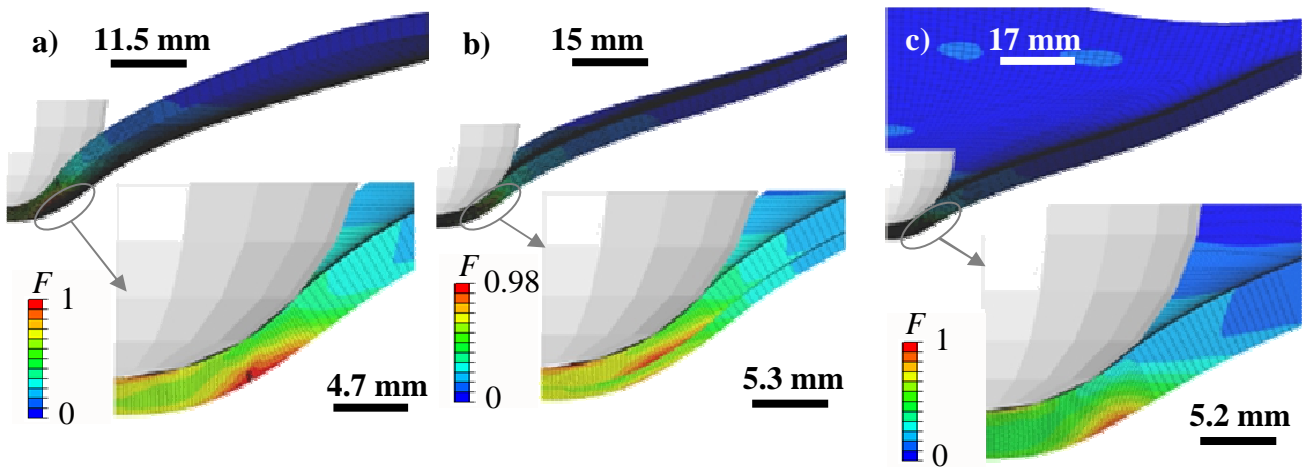


Fig. 2-23 : Cartographie du critère de rupture dans les cas : a) $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$; b) $[A_{2/1}]_{300}$; c) $[A_{2+2}]_{200}$

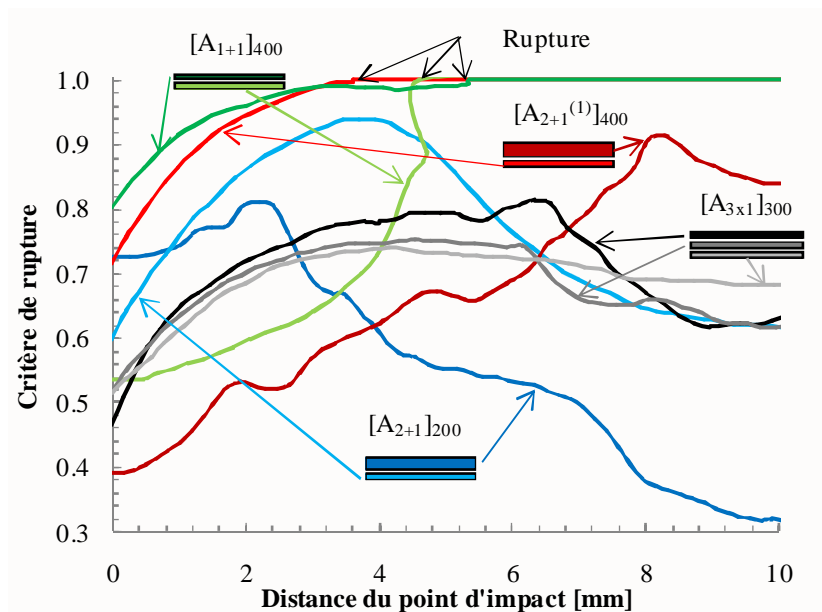


Fig. 2-24 : Evolution dans le plan du critère de rupture dans la zone ZI à la fin de l'impact pour différentes configurations

En ce qui concerne le cas de référence $[A_{2+1}]_{400}^{(1)}$, le critère de rupture F atteint sa valeur limite à l'arrière de la plaque arrière. Dans le modèle numérique, les premiers éléments sont supprimés à partir de 0.23 ms, juste avant le début de l'effet structure correspondant à la deuxième étape d'impact. Cependant, la rupture ne se propage pas durant cette période, car l'intégralité de la plaque est mise en mouvement. Le critère de rupture n'évolue donc pas de 0.23 à 0.5 ms. A la fin de cette étape, le retour élastique de l'échantillon initie le rebond du projectile. C'est à cette occasion que la rupture se propage pour former une couronne entière.

La rupture finale a la forme d'une couronne d'environ 14 mm de diamètre. Elle est initiée sous la plaque arrière et propagée dans son épaisseur, ce qui est conforme à l'observation expérimentale (Fig. 2-25a et b). Dans le modèle numérique, la zone d'initiation de rupture correspond à une zone sollicitée en traction bi-axiale. Or, ce type de sollicitation ($\sigma^* = 2/3$) est relativement critique car elle est associée à des déformations à rupture basses (cf. Fig. 2-19). L'apparition de fissures secondaires dans la direction radiale donne lieu à la formation de pétales.

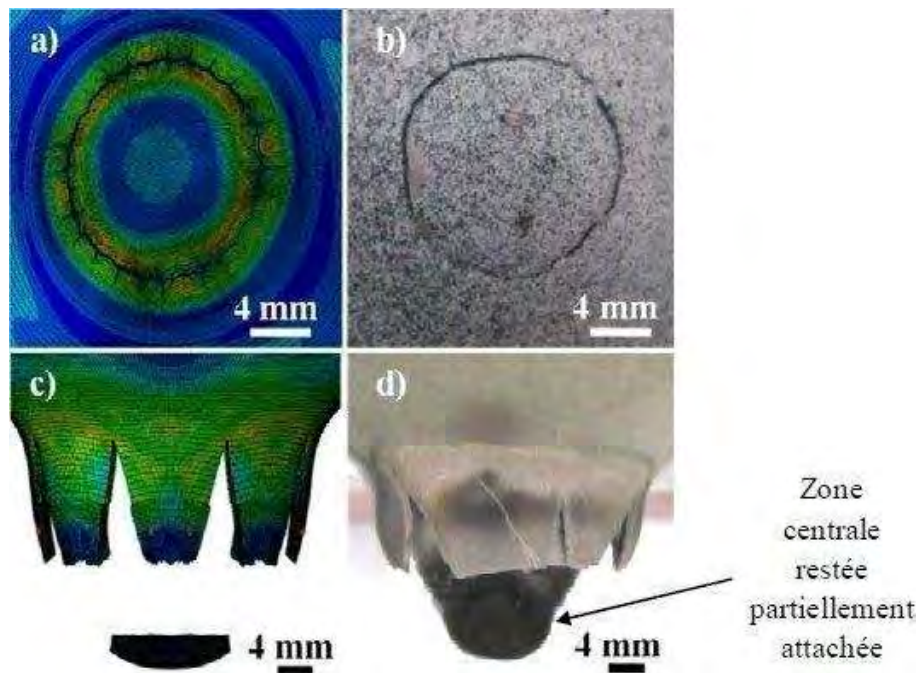


Fig. 2-25 : cas $[A_{2+1}]_{400}^{(1)}$: a) modèle ; b) observation après impact ; cas $[A_{1+1}]_{400}$: a) modèle ; b) observation après impact

3.2.2 Evolution des vitesses du projectile

La comparaison des vitesses d'impact numérique et expérimentale est un point important pour la validation du modèle. En effet, l'évolution de la vitesse fait partie des quelques mesures chiffrées que l'on peut obtenir des mesures expérimentales.

Les courbes expérimentales et celles obtenues par modèle sont comparées sur plusieurs essais en Fig. 2-26. Les vitesses résiduelles prédites par simulation sont proches de celles expérimentales (différence maximale de 10 m/s sur la vitesse résiduelle) et ce sur les cas avec et sans rupture.

Pour les cas perforés, cela montre que l'instant de rupture a été déterminé de manière précise par le modèle (vitesses résiduelles expérimentales et numériques de 66.3 et 71 m/s). On peut cependant noter un léger écart sur les courbes d'évolution, tendant à une surestimation légère du freinage du projectile par le modèle. Globalement, le matériau modélisé est un peu plus rigide que dans la réalité (voir également les profils d'indentation numériques et expérimentaux en Fig. 2-27). Ce résultat peut être attribué à des approximations du modèle : pas de prise en compte des directions autres que celle de laminage, non prise en compte de la sensibilité négative de l'écoulement à des vitesses de déformation intermédiaires (entre 0.01 et 500 s⁻¹), etc.

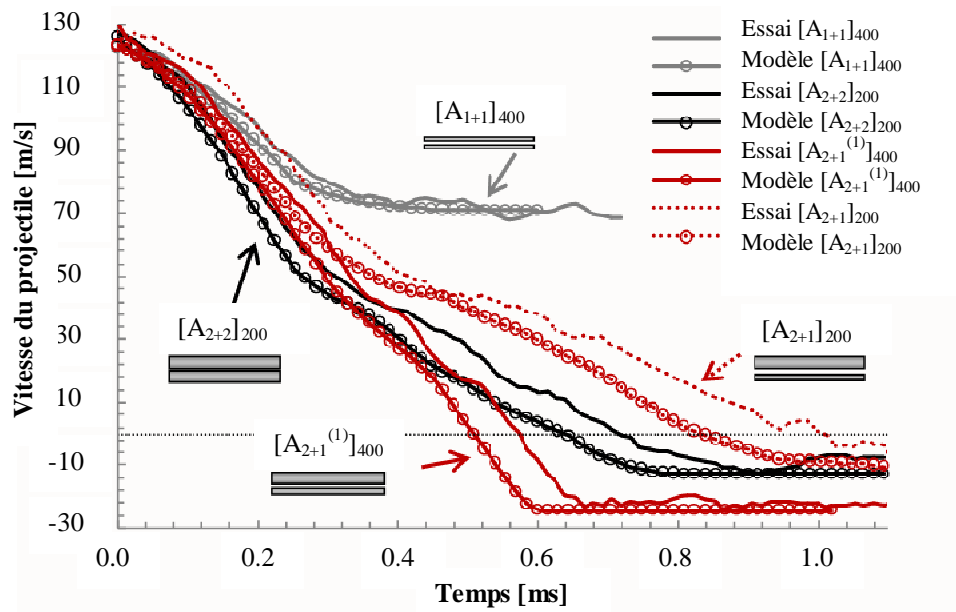


Fig. 2-26 : Evolution des vitesses expérimentales et numériques sur quelques configurations

3.2.3 Profils des déformations résiduelles

Les résultats du Tab. 2-6 donnent les valeurs de déplacement maximal du projectile dans les cas de rebond. On peut voir que ces valeurs, mesurées pendant l'impact, sont supérieures aux indentations maximales mesurées après impact (différence moyenne de +20% par rapport aux résultats expérimentaux, et +10% par rapport aux résultats numériques). Ce phénomène est attribué au retour élastique de la plaque. On peut remarquer que le modèle numérique sous-estime le déplacement maximum du projectile pendant l'impact (différence d'environ 10% pour les plaques de 300 et 400 mm de côté). Cependant, l'indentation résiduelle des plaques est bien rendue par le modèle (différence moyenne de 2% sur I_{max}).

Plusieurs profils résiduels expérimentaux et numériques sont fournis en Fig. 2-27. Les profils expérimentaux (face avant et face arrière des cibles) sont représentés par des lignes continues ou pointillées tandis que les profils numériques sont représentés par des marqueurs.

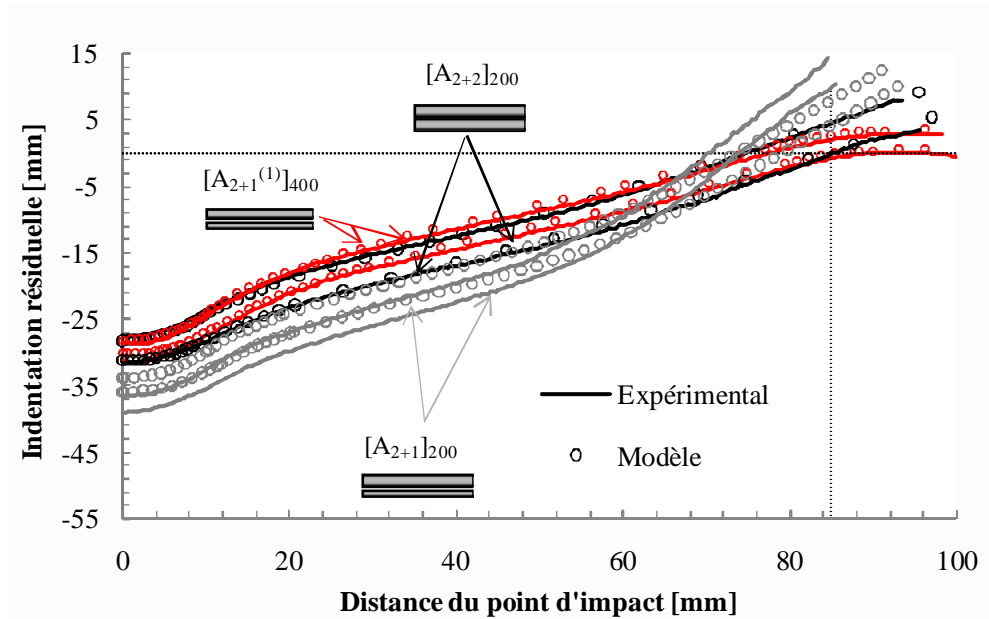


Fig. 2-27 : Profils de déformation expérimentaux et numériques

On peut constater que les profils numériques de $[A_{2+1}]_{400}$ et $[A_{2+2}]_{200}$ sont très proches de ceux expérimentaux. Il est à noter que $[A_{2+1}]_{400}$ et $[A_{2+2}]_{200}$ ont une indentation maximale proche bien que leurs épaisseurs totales soient différentes (respectivement 3 et 4 mm). Ceci est dû à la rotation de la structure $[A_{2+2}]_{200}$ au niveau des conditions d'appui, comme cela avait été évoqué dans la partie expérimentale en section 2.3.2. Les profils résiduels expérimentaux et numériques du cas $[A_{2+1}]_{200}$ diffèrent légèrement car le modèle représente des effets de bord moins prononcés que dans la réalité. On peut remarquer que diminuer l'épaisseur totale de l'échantillon (de 4 à 3 mm) ou diminuer la taille d'éprouvette (de 400 à 200 mm) revient à augmenter l'indentation résiduelle de 30%.

3.3 Analyse des résultats de simulation numérique

On a vu au paragraphe précédent que le modèle numérique prédit correctement l'initiation et de rupture et la forme des endommagements. De plus, les évolutions des vitesses, ainsi que les déformations résiduelles numériques montrent une bonne corrélation avec les données expérimentales. Ainsi, on peut se baser sur les modèles numériques pour effectuer des analyses plus fines, non accessibles par mesures expérimentales. Deux points de compréhension sont abordés ici : d'une part, quel est le déroulement typique d'une séquence d'impact et à quel moment la rupture s'initie ; d'autre part, comment se répartissent les énergies élastiques et plastiques dans la structure.

3.3.1 Scénario d'impact proposé sur la base des simulations

L'analyse et la synthèse des modèles numériques ont permis d'identifier plusieurs étapes d'impact. Elles sont représentées par un schéma de principe en Fig. 2-28 et mises en parallèle avec l'évolution de la courbe d'effort-déplacement et la vitesse du projectile.

Etat initial

$t = 0 \text{ ms}$

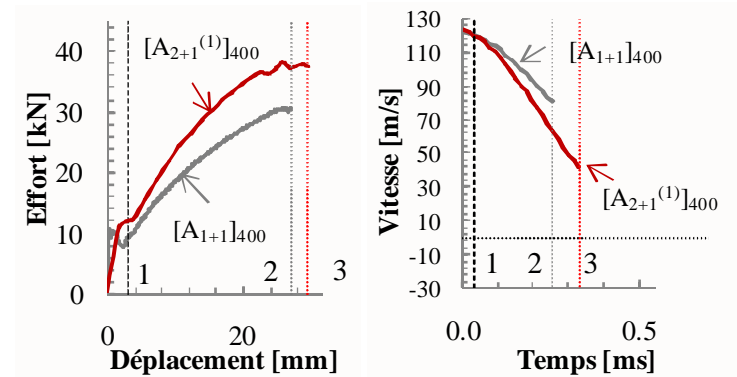
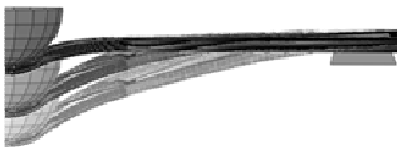
$u = 0 \text{ mm}$



Etape 1 : Indentation locale

$t \in [0 ; 0.325] \text{ ms}$

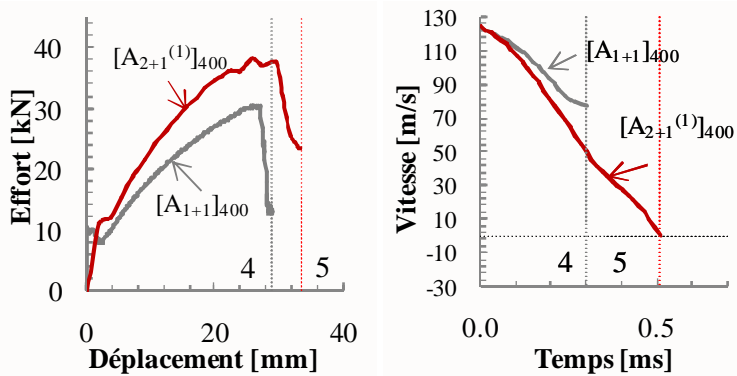
$u \in [0 ; 30] \text{ mm}$



Etape 2 : Effet structure

$t \in [0.325 ; 0.6] \text{ ms}$

$u \in [30 ; 35] \text{ mm}$



Etape 3 : Rebond du projectile

$t > 0.75 \text{ ms}$

$u < 33 \text{ mm si rebond}$

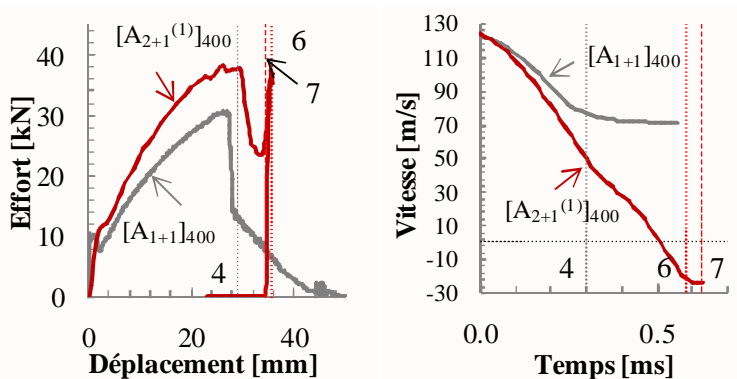
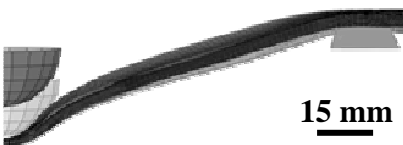


Fig. 2-28 : Séquences d'impact identifiées par simulation numérique et courbes d'effort-déplacement et de vitesse associées

♦ Etat initial

Il est défini par le début du contact entre le projectile et l'échantillon.

♦ Etape 1 : indentation locale

La première étape est caractérisée par des déformations locales hors plan importantes sous le projectile. C'est l'une des étapes les plus critiques en termes de résistance à la perforation.

Une zone critique apparaît sur la face arrière de l'échantillon (ou à l'arrière de la couche la plus épaisse dans les cas sans collage). Le critère de rupture F augmente rapidement dans cette zone, comme on peut le voir sur la Fig. 2-29 où le critère atteint environ 0.9 en peau avant et arrière après seulement 0.173 ms d'impact. Cependant cet effet est contrecarré par des vitesses de déformation importantes (entre 500 et 4000 s^{-1}) qui tendent à retarder le début de la rupture. On observe que l'effort sur le projectile augmente significativement durant cette étape (effort maximal d'environ 45 kN pour $[A_{2+1}]_{400}$ et de 30 kN pour $[A_{1+1}]_{400}$, sur l'exemple donné en Fig. 2-28). On note une légère diminution ou un maintien des efforts au début de l'impact (indicateur #1). Cette diminution peut être attribuée à la mise en mouvement de la structure qui apparaît peu après la mise en contact du projectile et de la cible [ABRATE, 1998]. L'augmentation de l'effort est couplée avec une chute significative de la vitesse d'impact, qui se traduit par une grande quantité d'énergie cinétique transférée à la plaque (indicateurs #2 et #3). A cette étape, un seul point d'inflexion est visible sur la courbure des plaques. Si la rupture ne s'initie pas durant cette phase, les déformations plastiques se propagent dans le plan de l'échantillon, ce qui conduit au début de l'étape 2.

♦ Etape 2 : effet structure

L'effet structure s'initie lorsque les déformations atteignent la condition d'appui située à 85 mm du point d'impact. Cette phase correspond à une mise en mouvement de l'ensemble de l'échantillon dans la direction du projectile. On peut remarquer un point d'inflexion dans la décélération du projectile qui est freiné plus lentement. Ce phénomène est couplé avec une chute d'effort notable (cf. indicateurs #4 et #5 en Fig. 2-28), provoquée par l'augmentation de la surface travaillante. Au niveau du modèle, on observe une stabilisation du critère de rupture (Fig. 2-29). Un second point d'inflexion apparaît sur la courbure des plaques au niveau de l'appui.

♦ Etape 3 : phase de rebond du projectile

Le rebond du projectile s'initie à la fin de l'effet structure, dans un cas de non perforation. Il se traduit par un pic d'effort retransmis au projectile (cf. indicateur #6 en Fig. 2-28). Ce pic est associé au retour élastique de l'échantillon et à la transmission de l'énergie restante au projectile sous la forme d'énergie cinétique. A ce stade, les valeurs de vitesse se stabilisent rapidement (indicateur #7).

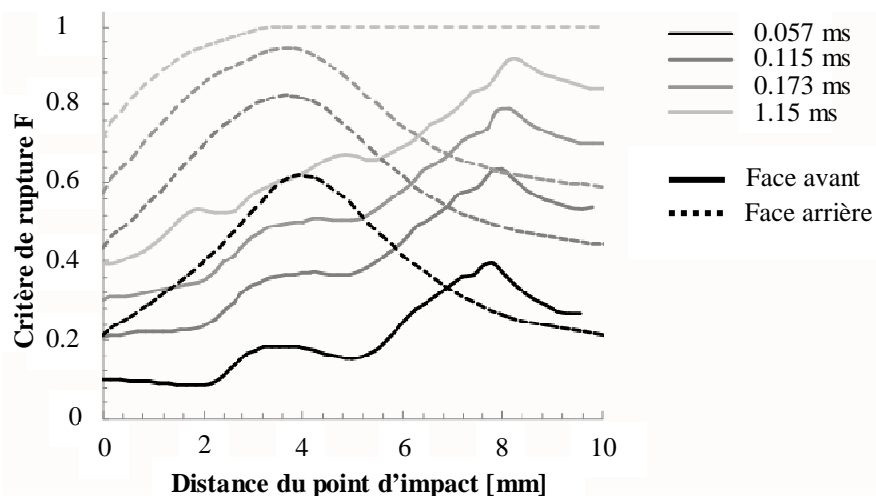


Fig. 2-29 : Evolution du critère de rupture des peaux avant et arrière (face arrière) du cas $[A_{2+1}]_{400}^{(1)}$

En ce qui concerne les configurations perforées, on peut signaler deux cas de figure. Dans la majorité des cas, la rupture apparaît lors de l'indentation locale, plus ou moins tôt dans la séquence d'impact, selon la criticité des cas. On peut en voir un exemple sur le cas $[A_{1+1}]_{400}$ illustré en Fig. 2-28. La rupture de la structure apparaît vers la fin de l'étape d'indentation locale. Elle se traduit par une chute brutale d'effort puis une diminution plus progressive, probablement associée à l'ouverture de la plaque sous le projectile. Dans certains cas, la rupture peut s'initier juste avant l'effet structure. L'intégrité de la structure étant encore conservée, l'effet structure peut avoir lieu. La rupture finit alors de se propager au moment du retour élastique de la structure. C'est notamment le cas de la configuration critique $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ pour laquelle la couronne de rupture finit de se former à l'étape 3.

3.3.2 Répartition des énergies

On s'intéresse ici à la répartition des énergies au sein de la structure, à la fois dans le plan de l'échantillon et dans l'épaisseur, entre la peau avant et la peau arrière. Il s'agit également d'étudier le rôle respectif de chacune des peaux, afin de pouvoir se diriger vers des pistes d'optimisation des structures.

Dans le modèle numérique, l'énergie cinétique initiale du projectile est transférée à la cible, principalement sous la forme d'énergies élastique et plastique. Les autres catégories d'énergies (énergie de stabilisation des éléments, énergie dissipée par viscosité, par frottement et l'énergie cinétique des plaques) sont négligeables par rapport à ces dernières.

Dans le cas de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$, l'énergie totale absorbée atteint 954 J à la fin de l'impact (voir Tab. 2-4). Au niveau du modèle, 98% de cette énergie initiale est transférée à la cible à la fin de l'impact (Fig. 2-30). La quantité d'énergie transférée est répartie en énergie élastique (dont une partie reste stockée dans la structure à la fin de l'impact et une autre est restituée au projectile et sous forme d'énergie cinétique de la cible), et en énergie dissipée par plasticité. Le modèle prédit que les plaques de 2 et 1 mm d'épais absorbent respectivement 395 et 196 J par plasticité (ce qui correspond respectivement à 67% et 33% de l'énergie totale dissipée par chacune de ces plaques). On peut en conclure que la quantité d'énergie plastique absorbée rapportée à l'épaisseur est très proche pour les deux plaques.

Cette affirmation est confirmée sur les autres essais : dans les cas $[A_{2+2}]_{200}$, $[A_{2+1}]_{200}$, $[A_{1+1}]_{400}$ et $[A_{3\times 1}]_{300}$, la part d'énergie absorbée par la plaque avant en comparaison à l'énergie totale absorbée atteint respectivement 49%, 59%, 48% et 33%. On peut voir que ces énergies sont directement liées à l'épaisseur de la première plaque. Sur les cas perforés (par exemple $[A_{1+1}]_{400}$), une part significative d'énergie est retransmise au projectile.

On peut également constater que les énergies élastiques et plastiques sont réparties en quantité identique dans chacune des plaques de la configuration $[A_{3\times 1}]_{300}$. Cela indique que chaque couche joue vraisemblablement un rôle similaire dans la résistance à l'impact (voir en section 4.2 pour l'étude des cas stratifiés).

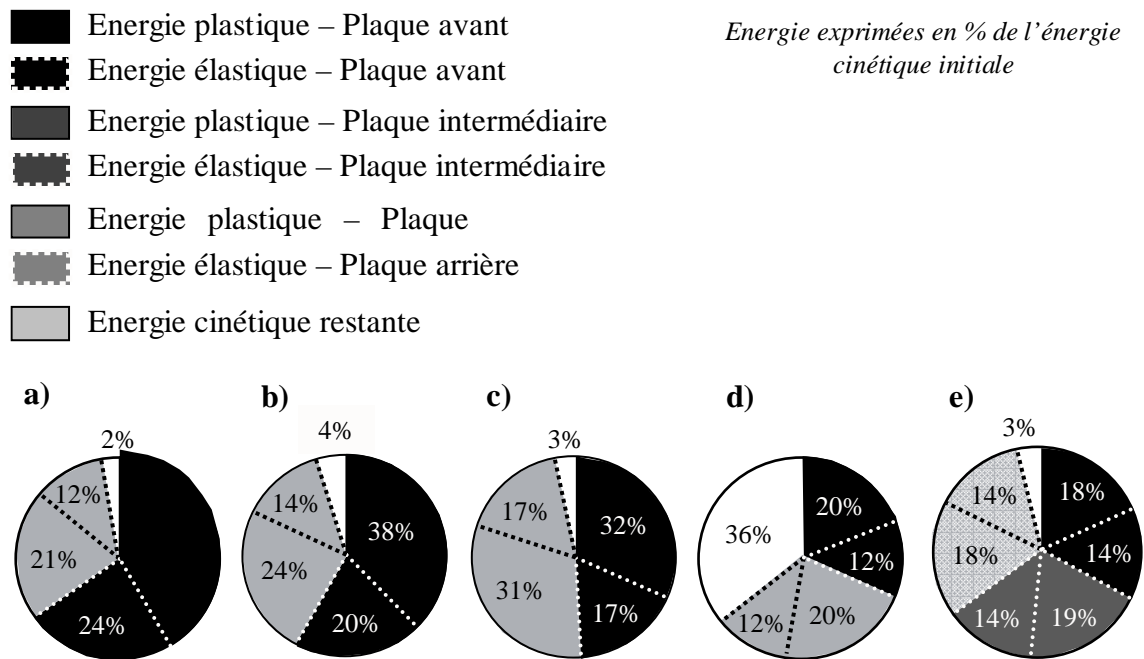


Fig. 2-30 : Répartition des énergies plastique, élastique et cinétique après impact pour différents cas : a) $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$; b) $[A_{2+1}]_{200}$; c) $[A_{2+2}]_{200}$; d) $[A_{1+1}]_{400}$; e) $[A_{3 \times 1}]_{300}$

En ce qui concerne la répartition des énergies dans le plan de l'échantillon, la Fig. 2-31 donne l'évolution de l'énergie plastique dissipée en moyenne pour chacune des quatre zones identifiées en Fig. 2-21. Une cartographie des énergies plastiques dissipées sur la plaque arrière est également donnée en complément Fig. 2-32.

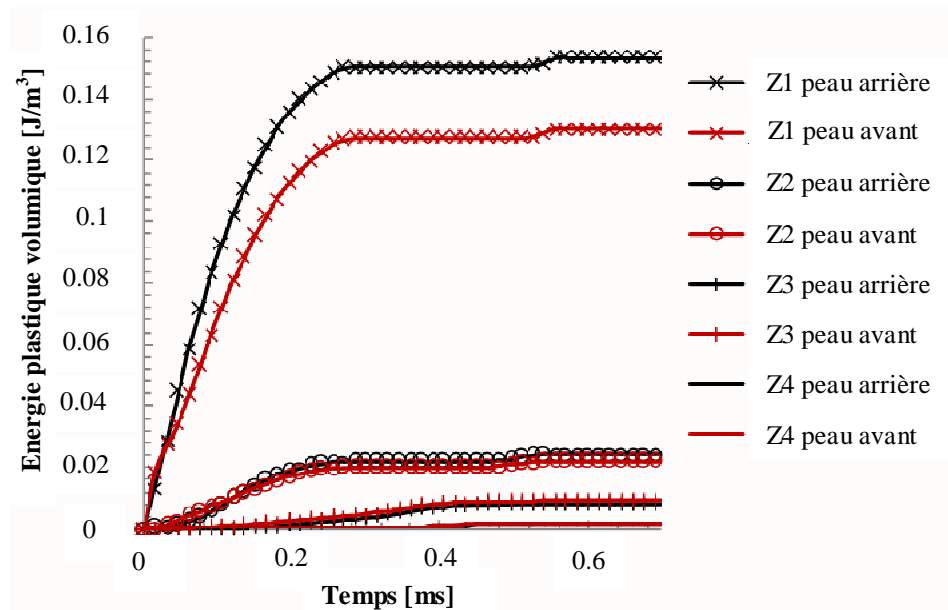


Fig. 2-31 : Evolution des énergies plastiques volumiques moyennées par zones dans le plan de l'échantillon $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ en fonction du temps

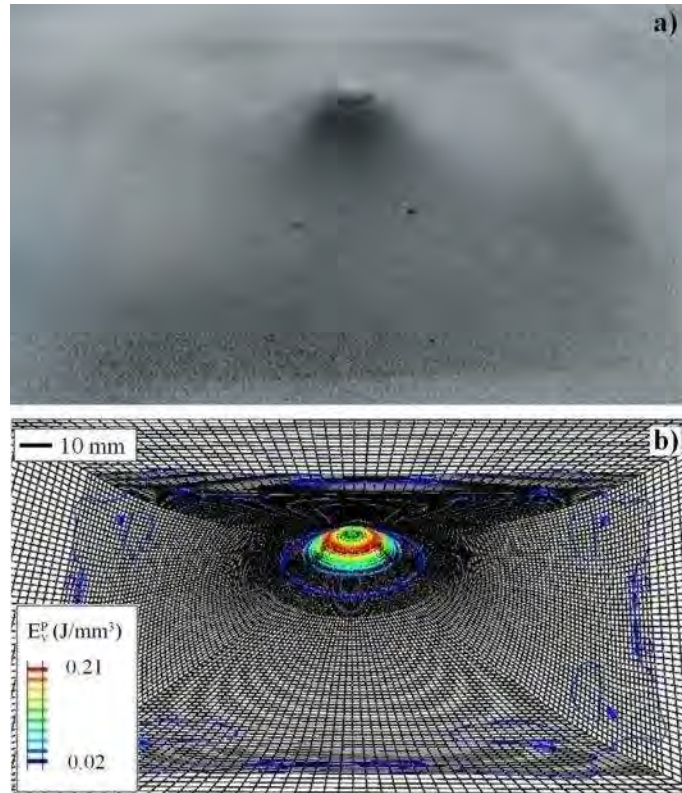


Fig. 2-32 : Cas $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$: a) Profil résiduel expérimental ; b) Répartition des énergies plastiques volumiques par élément sur la plaque arrière à la fin de l'essai

La cartographie numérique en Fig. 2-32 montre qu'une forte densité d'énergie plastique est dissipée sous la forme d'une couronne située sous le projectile au niveau de la peau arrière. La valeur maximale d'énergie plastique volumique atteint 0.225 J/mm^3 dans la même zone que celle critique identifiée expérimentalement (couronne de rupture de 14 mm de diamètre Fig. 2-25a et b). Ce résultat est corroboré par une énergie plastique moyenne importante dissipée dans la zone Z1 (Fig. 2-31). La valeur d'énergie dissipée moyennée sur la zone 1 vaut 0.15 J/mm^3 . On peut constater que la quantité d'énergie plastique diminue ensuite très rapidement avec la distance au point d'impact. En considérant l'assemblage des deux plaques, 15%, 20%, 52% et 13% de l'énergie plastique totale sont absorbés dans les zones Z1 à Z4, alors que leur volume respectif atteint 0.7%, 6%, 38.2% et 55.6% du volume total. On notera pour finir qu'une petite quantité d'énergie est dissipée dans la zone Z4 située après la condition d'appui.

3.4 Limites du modèle numérique

On a vu dans les paragraphes précédents que les résultats des simulations sont conformes aux essais dans la majorité des configurations étudiées. Cependant, le modèle présente quelques limitations qui sont illustrées sur deux cas particuliers : $[A_{1+1}]_{200}$ et $[A_{5 \times 0.5}]_{300}$. Le point commun de ces deux configurations réside dans leur perforation rapide, comme en témoignent les durées d'impact très courtes associées (respectivement 0.4 et 0.32 ms). Le cas $[A_{5 \times 0.5}]_{300}$ sera traité plus en détail en section 4.2.

La comparaison des résultats numériques et expérimentaux du cas $[A_{I+1}]_{200}$ permet d'identifier des causes de divergence probables. Tout d'abord, on note que le modèle prédit la rupture totale de la structure, ce qui est vérifié par les essais. Dans l'essai numérique, les deux peaux sont perforées et une zone centrale circulaire de 14 mm de diamètre est détachée de la structure sous le projectile (cf. Fig. 2-33). Cependant, la vitesse résiduelle numérique obtenue atteint -1.7 m/s alors qu'elle est mesurée à 60.6 m/s lors des essais. L'évolution de la vitesse d'impact numérique et expérimentale est donnée en Fig. 2-34.

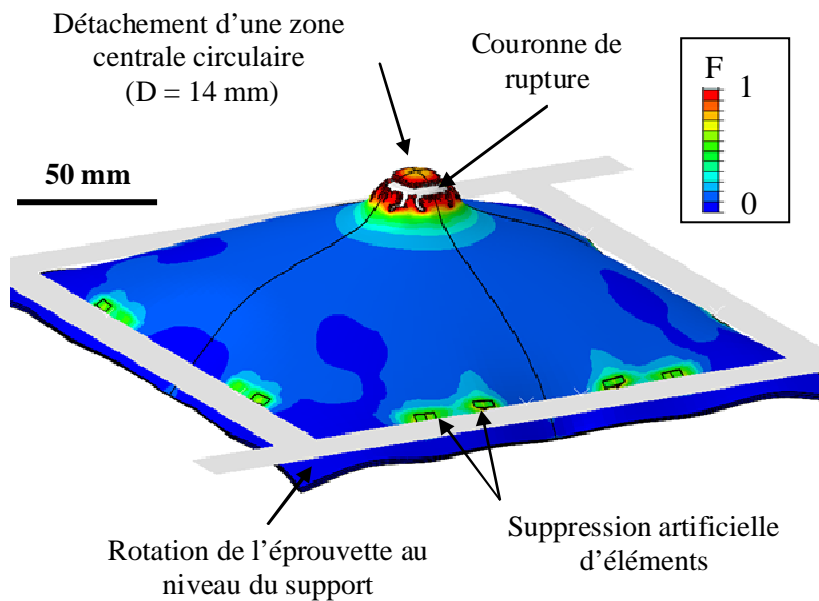


Fig. 2-33 : Cartographie du critère de rupture dans le cas $[A_{I+1}]_{200}$ après 1 ms d'impact

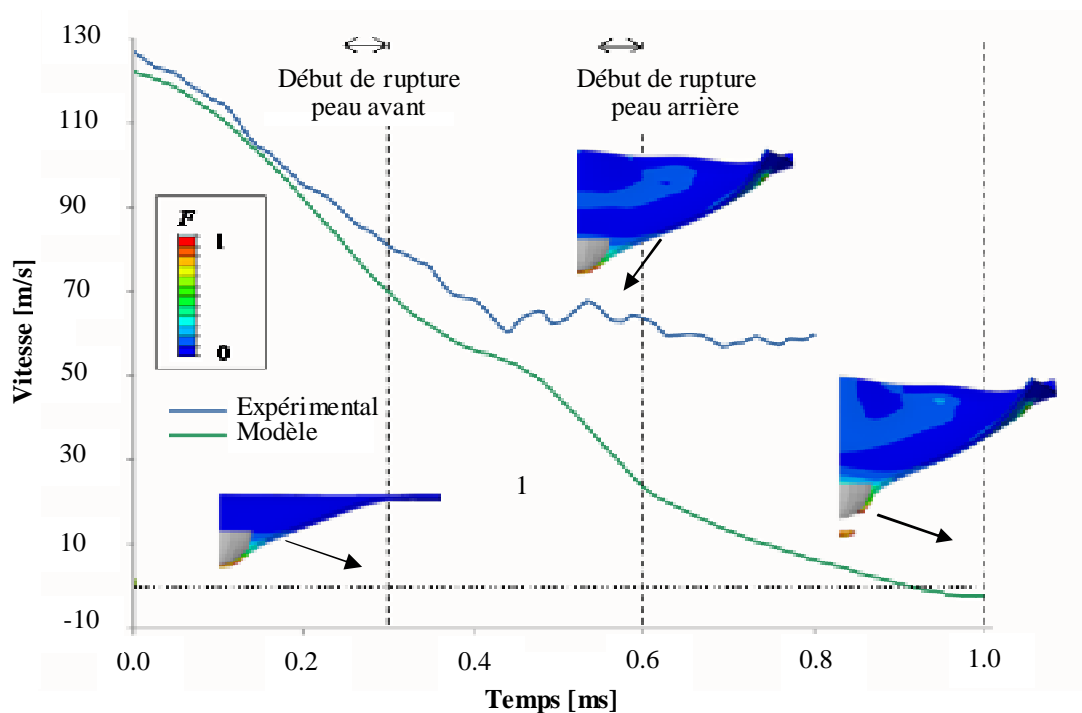


Fig. 2-34 : Evolution de la vitesse du projectile et séquences d'impact numériques sur le cas $[A_{I+1}]_{200}$

On peut remarquer que l'évolution des deux vitesses reste proche jusqu'à environ 0.15 ms d'impact, puis les vitesses divergent progressivement entre 0.15 et 0.5 ms. Après 0.5 ms d'impact, le modèle numérique prédit une brusque diminution de la vitesse alors qu'expérimentalement l'échantillon est déjà perforé (stabilisation de la vitesse expérimentale à partir de 0.45 ms d'impact environ).

On peut constater en Fig. 2-33 que des éléments sont supprimés au niveau du contact avec le support. Cela est dû au fait que le seuil de déformation à rupture pour des triaxialités inférieures à $-1/3$ a été fixé trop bas (pour rappel, on a supposé qu'en dessous de ce seuil de triaxialité, la déformation à rupture atteignait 100%). Cette valeur limite a donc été augmentée jusqu'à 200% par la suite. Cette modification n'a que peu d'influence sur les résultats actuels car le contact entre le support et l'échantillon reste maintenu. D'autre part, en ce qui concerne les autres modèles numériques, aucun des éléments situés directement sous le projectile ou au niveau du contact avec le support (et donc soumis à un chargement en compression avec triaxialité des contraintes inférieures à $-1/3$) ne sont érodés lors de l'impact. Cela indique que le niveau de déformation antérieur fixé à 100% était suffisant pour ces configurations d'essai.

Plusieurs raisons peuvent être avancées pour expliquer les divergences entre le modèle et les résultats expérimentaux. Tout d'abord, il est possible qu'un défaut ponctuel de l'éprouvette expérimentale ait conduit à une perforation prématurée, ce qui ne pourrait être représenté par modèle. D'autre part, il est possible que le contact sans frottement entre la plaque arrière et le support autorise des déplacements hors plan de la structure plus importants que dans la réalité. Dans les autres configurations perforées, et notamment le cas $[A_{1+1}]_{400}$, les effets d'inertie et la rigidité des bords empêchent une flexion excessive de la structure. Cependant, un calcul intégrant un frottement de 0.3 au niveau de ce contact n'a pas modifié les résultats.

Ainsi, d'autres explications peuvent être évoquées pour expliquer les imprécisions du modèle : hypothèse d'isotropie non conforme au comportement d'une tôle laminée de 1 mm d'épaisseur, représentation approximative du joint de colle par un contact parfait, etc. Dans la réalité, le joint de colle autorise un léger glissement de la plaque avant par rapport à la plaque arrière. Ce glissement particulièrement prononcé est caractéristique de cette configuration et il atteint jusqu'à 2.5 mm aux bords de l'éprouvette.

4. PISTES D'AMELIORATION DES STRUCTURES

Une fois le modèle numérique validé à partir des essais expérimentaux, une seconde étude numérique plus poussée a été réalisée afin de déterminer les paramètres optimaux en termes de choix de matériau et de géométrie. Les points suivants sont abordés :

- ◆ Matériau : identification des paramètres matériau clés et valeurs optimales
- ◆ Géométrie : épaisseur totale critique et comparaison entre structures monolithiques et stratifiées pour une même épaisseur totale.

4.1 Paramètres matériau clés et choix de configurations judicieux

L'objectif de cette étude est d'identifier quelques unes des caractéristiques primordiales que devrait posséder le matériau optimal en tant que solution de blindage. Parmi les caractéristiques matériau identifiées, on peut citer la limite élastique, la déformation à rupture et la sensibilité du matériau à la vitesse de déformation.

La déformation à rupture et la limite élastique sont en étroite relation au sein d'un même matériau. Il est nécessaire de trouver le bon compromis entre un matériau rigide présentant une faible déformation à rupture et un matériau ductile selon le type d'impact considéré. Des matériaux résistants à haute limite élastique présentent généralement de faibles déformations à rupture et sont plus susceptibles de casser en cisaillement hors plan durant la première étape d'impact (endommagement localisé). D'un autre côté, les matériaux ductiles ayant un seuil de plasticité bas sont beaucoup plus indentés, ce qui peut provoquer une rupture en traction.

L'influence des paramètres matériaux a été évaluée sur un cas supplémentaire, la configuration stratifiée à base de tôles de 0.5 mm d'épais $[A_{5 \times 0.5}^*]_{300}$. Ces tôles présentent un comportement différent des tôles de 1 et 2 mm d'épaisseur, ce qui a été attribué à une différence au niveau du traitement thermique et un éventuel effet de laminage (cf. courbes de traction en Fig. 2-7). Les résultats expérimentaux montrent que cette structure a été totalement perforée, comme vu en Fig. 2-11b. Un modèle numérique associé à l'essai a été testé dans deux cas de figure, soit avec le comportement des plaques de 1 et 2 mm d'épais obtenu expérimentalement (cas 1), soit avec leur comportement réel (cas 2). La cartographie des critères de rupture est fournie pour les deux cas en Fig. 2-35.

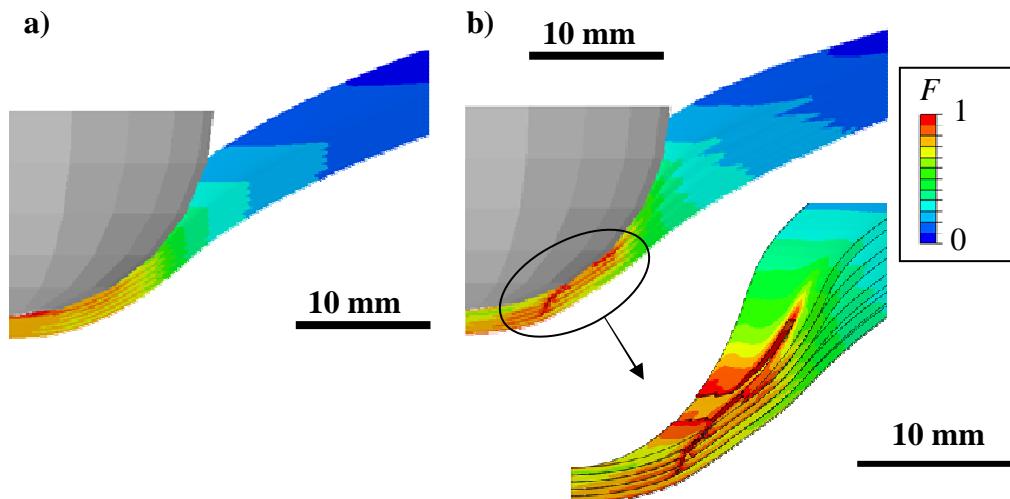


Fig. 2-35 : Cartographie du critère de rupture pour $[A_{5 \times 0.5}^*]_{300}$ après 0.25 ms d'impact : a) cas 1 ; b) cas 2

Dans le premier cas, la structure n'est pas perforée alors qu'une rupture quasi-totale est observée dans le second cas après seulement 0.25 ms d'impact. On peut ainsi voir sur cet exemple que les paramètres matériau quasi-statiques (et en particulier la déformation à rupture) ont une influence significative sur les performances à l'impact.

La sensibilité du matériau à la vitesse de déformation apparaît comme un paramètre clé identifié par l'étude numérique. La sensibilité à la vitesse de déformation de certains alliages, typiquement du 5083 [CLAUSEN, 2004], du 1100 [GUPTA, 2007] ou du 2024 est étudiée dans la littérature. Cependant, celle de la nuance 2017 est rarement mentionnée. Une étude de traction dynamique menée sur deux nuances, 2017-O et 2017-T4, montre qu'une augmentation rapide de la contrainte d'écoulement est visible à partir de 3000 et 10000 s⁻¹ respectivement [SAKINO, 2008]. Cependant, aucune mention n'est faite sur la dépendance de la déformation à rupture relativement à vitesse de déformation. Elle pourrait être à l'origine de la nette différence de performances entre l'aluminium 2017 et le 5086, testés à des conditions d'essais proches.

La sensibilité à la vitesse de déformation de la nuance 5086 a été calibrée d'après les essais. Afin d'évaluer l'influence de la modification de ce paramètre sans modifier la loi matériau, une étude numérique a porté sur l'étude de deux couples [vitesse, masse] du projectile, pour une même énergie cinétique initiale. Une configuration de type [A_{2/2}]₃₀₀ a été testée numériquement. Elle se compose de deux plaques de 2 mm simplement superposées de 300 mm de côté pour une épaisseur totale de 4 mm, ce qui est situé au-dessus du seuil limite d'épaisseur identifié à 3 mm. On peut donc s'attendre à ce que cette structure résiste à l'impact, tout comme les configurations [A₂₊₂]₂₀₀ et [A₃]₄₀₀ qui lui sont proches.

Deux couples [vitesse, masse] ont été étudiés :

- ◆ Cas 1 : projectile de 1 kg lancé à 45 m/s
- ◆ Cas 2 : projectile de 127 g lancé à 125 m/s (conditions expérimentales habituelles).

Dans le premier cas, la vitesse d'impact plus faible entraîne une diminution des vitesses de déformations locales situées sous le projectile. Ainsi, on peut observer la perforation totale de la structure à partir de 0.38 ms (cf. Fig. 2-36b). La vitesse résiduelle du projectile est de 40 m/s, ce qui correspond à une quantité d'énergie absorbée de 20% par rapport à l'énergie cinétique initiale. Dans le second cas, la structure n'est pas perforée, et le critère maximum observé atteint 0.93 à l'arrière de la plaque avant. Au moment du rebond du projectile, soit environ 1.3 ms après le début de l'impact, la vitesse du projectile atteint -20 m/s.

On peut quantifier les vitesses de déformation dans les deux cas étudiés : pour le cas 1, les valeurs typiques sont inférieures à 1000 s⁻¹ à l'arrière de la plaque avant (Fig. 2-36a). Or, pour le second cas, ces valeurs sont de 1500 s⁻¹ dans la même zone, et ce jusqu'à 0.4 ms d'impact.

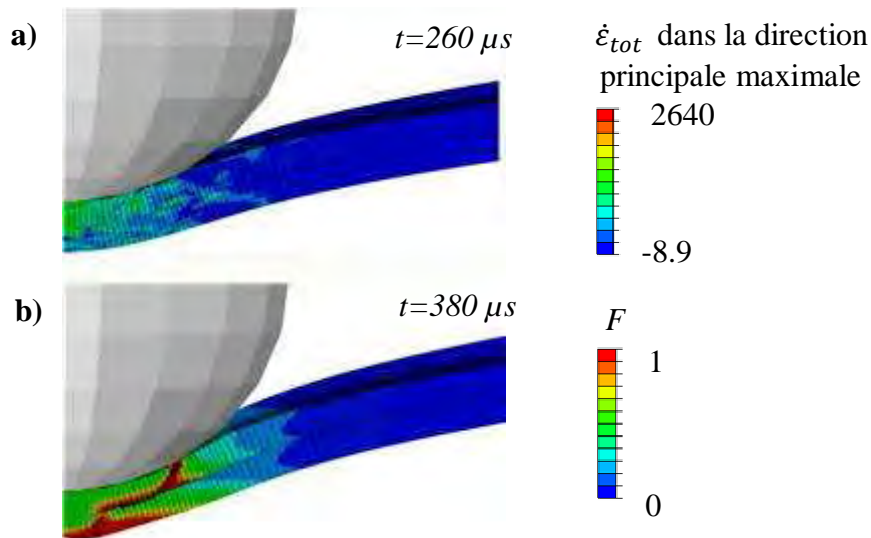


Fig. 2-36 : $[A_{2/2}]_{300}$ cas n°2 : a) Répartition de la vitesse de déformation ; b) Critère de rupture F

En conclusion, ces résultats soulignent l'importance de certains paramètres matériau dans l'élaboration de solutions de protection performantes. D'une part, il est nécessaire de définir un matériau ayant un bon rapport ductilité/résistance en fonction du type d'impact étudié. Dans le cas des impacts à vitesse modérée étudiés ici, des assemblages de plaques fines en aluminium sont de bons candidats. Néanmoins, sur des applications de type hautes vitesses ou balistiques, la littérature indique que les solutions testées s'orientent plutôt vers des structures épaisses en acier. D'autre part, au-delà des caractéristiques quasi-statiques, la sensibilité du matériau à la vitesse de déformation apparaît comme un paramètre prépondérant devant intervenir dans les critères de sélection matériau.

4.2 Pistes d'amélioration des structures – effet de stratification

L'effet de stratification à épaisseur constante est étudié plus en détail ici avec l'apport des simulations numériques. Les configurations expérimentales testées ont été reprises : 2+1, 1+2, 3×1 et comparées à une structure monolithique de 3 mm d'épaisseur en 400 mm de côté (cas expérimental associé $[A_3]_{400}$) et de 300 mm de côté (pas de configuration expérimentale associée). Deux types de simulations ont été effectués :

- ◆ Cas 1 : vitesse initiale numérique identique à celle des essais expérimentaux. Ce cas permet de vérifier la bonne concordance des résultats numériques et expérimentaux pour des configurations stratifiées sans collage.
- ◆ Cas 2 : vitesse initiale constante fixée à 125 m/s pour chaque cas. L'objectif est ici d'évaluer les effets de stratification à vitesse initiale donnée.

Dans le premier cas, le modèle prédit la bonne tenue des structures à l'impact, ce qui est conforme aux essais. La cartographie du critère de rupture F montre que les configurations monolithiques et épaisses travaillent en flexion. Cette assertion est confirmée par la Fig. 2-37a, qui montre que la contrainte évolue dans l'épaisseur de la plaque. Au contraire, la stratification est plutôt associée à un comportement en membrane (Fig. 2-37b et Fig. 2-35).

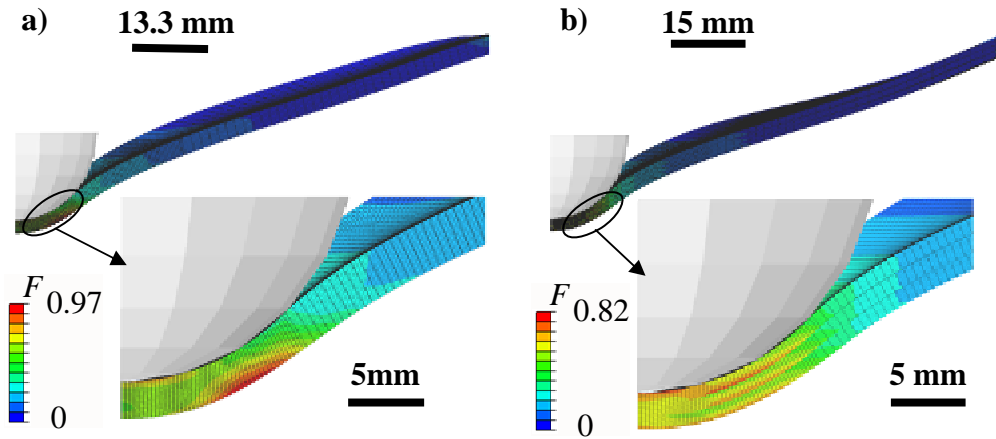


Fig. 2-37 : Evolution du critère de rupture pour les cas : a) $[A_3]_{300}$; b) $[A_{3 \times 1}]_{300}$

On peut constater une baisse légère du critère de rupture avec l'effet de stratification (entre -1 et -8% avec deux couches et -16% pour 3 couches). La valeur maximale du critère observée atteint respectivement 0.97, 0.96, 0.9 et 0.82 dans les cas $[A_3]_{400}$, $[A_{2/1}]_{300}$, $[A_{1/2}]_{300}$ et $[A_{3 \times 1}]_{300}$. On peut notamment remarquer que pour le cas $[A_{3 \times 1}]_{300}$, l'évolution spatiale du critère de rupture de chacune des plaques est proche (voir en Fig. 2-24). Cela indique que les trois plaques jouent un rôle similaire. Cette observation, ainsi que la valeur maximale du critère, plus faible que pour les autres configurations montrent que les cas stratifiés sont moins critiques car ils permettent de répartir les zones critiques sur une plus grande surface. Cependant, ces résultats sont partiellement biaisés par les dispersions observées au niveau des vitesses initiales d'impact. Au niveau des profils, le modèle prédit de manière fidèle les inflexions et l'indentation maximale arrière par rapport aux essais (Fig. 2-38 et Fig. 2-39). On note une faible différence d'indentation selon que la peau de 2 mm soit située à l'avant ou à l'arrière.

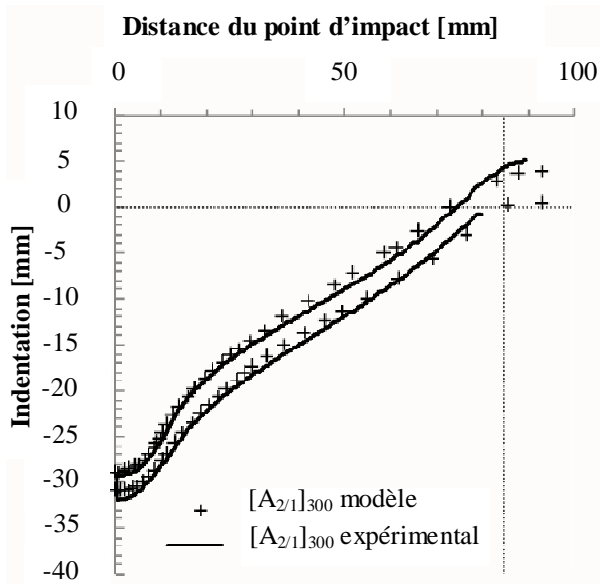


Fig. 2-38 : Profils résiduels numériques et expérimentaux du cas 1 pour l'échantillon $[A_{2/1}]_{300}$

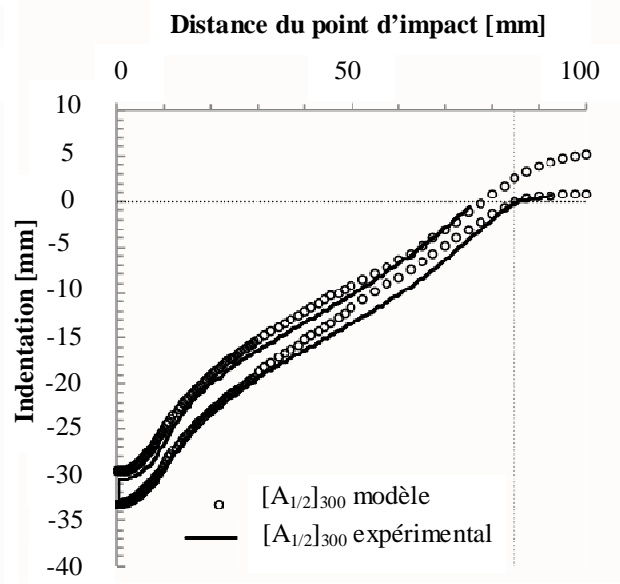


Fig. 2-39 : Profils résiduels numériques et expérimentaux du cas 1 pour l'échantillon $[A_{1/2}]_{300}$

Afin d'évaluer l'effet de stratification de manière plus rigoureuse, l'analyse a été menée sur les simulations basées sur le cas 2. Une configuration supplémentaire de type $[A_3]_{300}$ a été implémentée afin de constituer une référence numérique pour les cas stratifiés. De la même manière que pour le cas 1, on observe une diminution du critère de rupture en augmentant le nombre de couches à même épaisseur. Cependant, les proportions observées sont moins importantes que précédemment : de +2% à -5% pour 2 couches et -8% pour 3 couches avec des valeurs maximales atteintes de 0.97, 0.99, 0.92 et 0.89 pour $[A_3]_{300}$, $[A_{2/1}]_{300}$, $[A_{1/2}]_{300}$ et $[A_{3 \times 1}]_{300}$. On peut remarquer que le cas $[A_{2/1}]_{300}$ donne des résultats proches du cas monolithique. Par comparaison, la configuration $[A_{1/2}]_{300}$ donne de meilleurs résultats avec un critère moins élevé (0.92 contre 0.99).

Les courbes d'effort en fonction du déplacement sont données en Fig. 2-40. Les évolutions des différentes configurations sont proches. La baisse d'effort à partir de 28 mm de déplacement du projectile correspond à l'effet de structure mentionné à l'étape 2 (cf. Fig. 2-28). On peut voir de la Fig. 2-40 que cette diminution varie avec le nombre de stratifications : 46% de baisse pour le cas monolithique, contre en moyenne 66% avec deux couches et 84% avec 3 couches. Cela est dû à la baisse de rigidité en cisaillement/flexion due à la stratification.

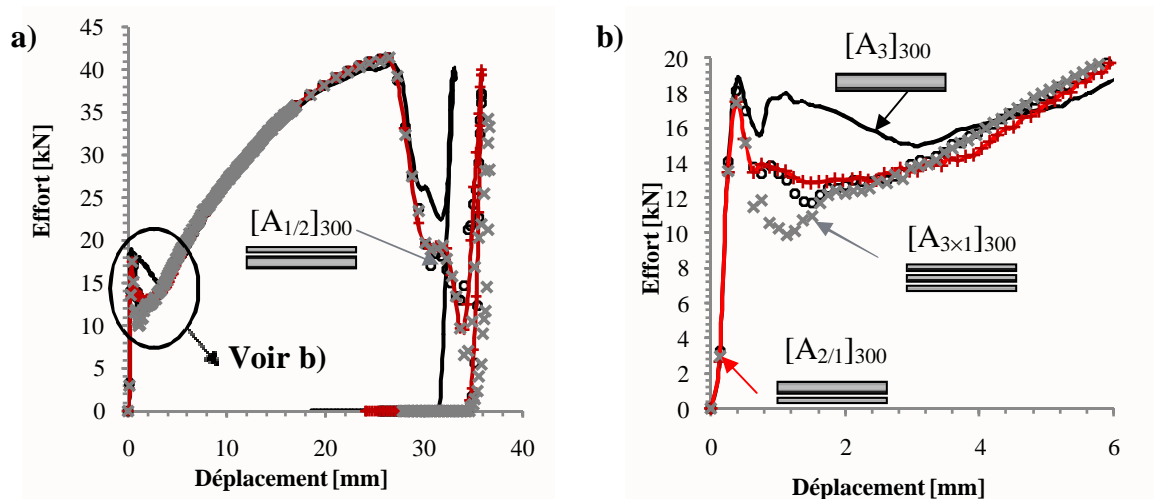


Fig. 2-40 : Courbes d'effort en fonction du déplacement du projectile pour les configurations stratifiées et monolithiques : a) Courbe pendant l'impact ; b) Zoom sur le début de l'impact

Pour finir, une configuration de 2.5 mm d'épaisseur totale composée de 5 couches de 0.5 mm d'épais a été testée à l'impact $[A^*_{5 \times 0.5}]_{300}$. Le modèle numérique tient compte du comportement expérimental des tôles de 0.5 mm d'épais. Il prédit la rupture des 4 premières couches après 0.25 ms d'impact. A cet instant, la vitesse résiduelle du projectile est de 80.7 m/s, ce qui est proche de la vitesse résiduelle expérimentale (cf. Fig. 2-41). L'énergie absorbée par la plaque atteint 593 J, soit 58.9% de l'énergie cinétique initiale.

Cependant, la limite du modèle numérique est atteinte sur cette configuration, et ce, pour plusieurs raisons. Tout d'abord, les calculs numériques présentent une instabilité au niveau des contacts entre les couches. Cette dernière est notamment associée au nombre significatif d'éléments supprimés à ce stade. Ce problème pourrait probablement être résolu en améliorant la gestion des contacts (n'a pas été fait par manque de temps).

De plus, l'hypothèse d'isotropie de l'écroutissage peut être remise en question sur des tôles de faible épaisseur. En effet, le faciès de rupture sur l'essai expérimental correspondant (Fig. 2-11b) souligne l'influence prédominante de la direction de laminage.

On peut voir en Fig. 2-41 que les évolutions des vitesses expérimentales et numériques divergent à partir de 0.16 ms d'impact environ. Le modèle tend à surestimer les performances à l'impact de la structure par rapport à la réalité. Plusieurs causes probables peuvent être attribuées à cette divergence. D'une part, le modèle numérique ne prédit pas correctement la propagation de rupture, ce qui peut générer un retard dans l'ouverture de la plaque, une fois le début de rupture initié. D'autre part, les problèmes de gestion des contacts évoqués, ainsi que les critères de stabilité géométriques des éléments tendent peut être à atténuer de manière trop importante les déformations locales sous le projectile. Cela peut, de la même manière retarder la suppression des éléments.

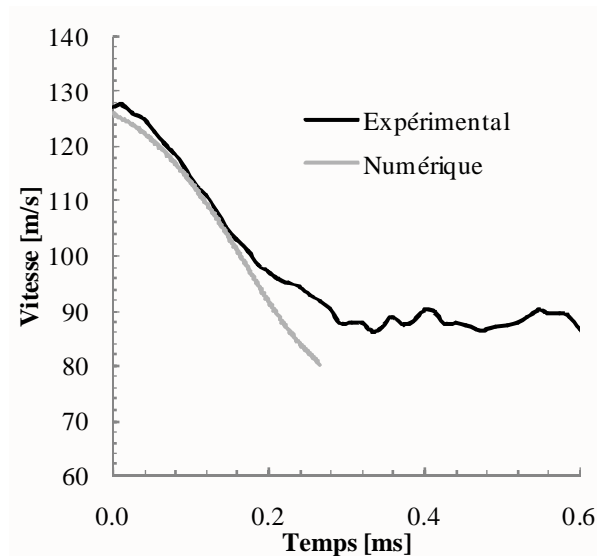


Fig. 2-41 : Evolution des vitesses d'impact expérimentales et numériques pour le test $[A^*_{5 \times 0.5}]_{300}$

5. CONCLUSION GENERALE

5.1 Synthèse des résultats

Des essais d'impact expérimentaux et numériques ont été réalisés sur diverses configurations de plaques aluminium, faisant varier les épaisseurs totales, la dimension des plaques, le nombre de couches à épaisseur totale imposée et le choix de l'alliage d'aluminium. Une étude numérique a été réalisée, basée sur une version modifiée et simplifiée du modèle d'écoulement et de rupture de Johnson Cook. Le modèle numérique a été calibré sur un essai expérimental de référence et validé sur l'ensemble des configurations expérimentales testées. La validation s'est basée sur la comparaison des prédictions de rupture, d'évolution de la vitesse du projectile et des indentations maximales résiduelles par rapport aux cas expérimentaux.

La synthèse des résultats expérimentaux et numérique permet de conclure sur les points suivants :

- ◆ L'épaisseur totale des structures influence fortement les performances à l'impact. Une épaisseur critique de 3 mm a été identifiée expérimentalement et numériquement. En dessous de cette valeur, les structures sont perforées. La zone critique est située à l'arrière de la plaque arrière sollicitée en traction bi-axiale. Des zones de striction, la formation d'un cône de rupture, partiellement ou totalement détaché du reste de la plaque, ainsi que la formation de pétales sont observés.
- ◆ La dimension des plaques influence peu l'apparition de rupture au-delà d'une taille minimale de 200 mm de côté. En revanche, une taille d'éprouvette trop faible engendre des effets de bords indésirables. Une taille minimale d'éprouvette a ainsi été définie à 300 mm de côté pour la suite de l'étude.
- ◆ Le collage ou la simple superposition de plaques donnent des résultats expérimentaux proches. Cependant, dans le modèle numérique, on observe une modification de la zone critique. Dans un cas de collage, elle est située à l'arrière de la plaque arrière et à l'arrière de la plaque la plus épaisse dans le cas de la simple superposition. Dans le cas de couches d'épaisseurs similaires, elle est située à l'arrière de la première couche.
- ◆ L'effet de stratification apparaît comme un effet de second ordre, ce qui est confirmé par les études à la fois expérimentales et numériques. Cet effet tend aussi à faire travailler chaque couche en membrane plutôt qu'en flexion, ce qui tend à retarder légèrement l'apparition de rupture en augmentant la surface de la zone critique. Ainsi, on observe une diminution du critère de rupture (-5% et -8% pour $[A_{1/2}]_{300}$ et $[A_{3 \times 1}]_{300}$ comparé à $[A_3]_{300}$) et une augmentation de l'indentation maximale (+2% et +4% respectivement).
- ◆ Pour l'application visée (vitesses d'impact modérées et hautes énergies), des structures aluminium fines sont de bons candidats. Elles permettent de répartir les efforts sur une plus grande surface au travers d'un effet de structure et ainsi d'augmenter la quantité d'énergie absorbée par l'échantillon. De plus, la littérature indique que la sensibilité de l'alliage à la vitesse de déformation est un paramètre majeur. Ce résultat est indirectement confirmé par simulation au travers de la modification du couple [masse, vitesse] du projectile. Cette sensibilité à la vitesse de déformation confère à l'alliage de bonnes performances à l'impact dues à un retardement de l'amorce de rupture.

5.2 Perspectives et choix pour la suite de l'étude

L'étude expérimentale fournit une base de données relativement complète, permettant d'étudier le comportement à l'impact de plaques minces en alliage d'aluminium. Cependant, elle est limitée par le fait qu'un seul essai est réalisé pour une configuration et une vitesse initiale donnée. Elle représente néanmoins une base suffisante pour développer et valider un modèle numérique.

Le modèle implémenté et validé ouvre des perspectives en termes d'optimisation des structures. Par la suite, il pourra permettre, via une étude paramétrique, de définir les propriétés idéales d'un matériau de blindage. A l'inverse, des matériaux existants de type 2024 ou acier peuvent être comparés à l'aluminium AA5086-H111 étudié ici, pour peu que ses caractéristiques quasi-statiques et dynamiques soient connues.

Des configurations alliant plusieurs types de matériaux et différents choix de géométrie (stratification et épaisseurs totales) peuvent également être envisagées.

Une autre voie d'étude possible consiste à modifier certains paramètres d'impact et en particulier la vitesse initiale. Cela pourra permettre d'une part de déterminer la vitesse critique propre à chaque structure, et d'autre part d'élargir le champ de l'étude actuel à de plus hautes vitesses.

5.3 Configuration de référence choisie pour la suite de l'étude

Le modèle d'impact sur plaques aluminium développé dans ce chapitre peut également être utilisable pour des peaux aluminium intégrées dans une structure sandwich. Les résultats numériques et expérimentaux ont permis de définir une configuration de référence de peaux aluminium seules. Elle présente les caractéristiques suivantes :

- ◆ Matériau choisi : AA5086-H111
- ◆ Dimension d'éprouvette : 300 mm de côté
- ◆ Epaisseur totale des peaux : 3 mm
- ◆ Stratification : respectivement 2 et 1 mm à l'avant et à l'arrière

La référence des peaux aluminium identifiée ci-dessus sera utilisée comme une base pour les peaux des sandwichs, en faisant l'hypothèse que le cas limite est le même pour des peaux seules ou des sandwichs.

Chapitre III

Etude de structures sandwiches aluminium à l'impact

12/12/2013 01:27

Ce chapitre traite du comportement à l'impact de structures sandwiches tout aluminium. Ces structures sont assemblées à partir de peaux en aluminium (nuance 5086 utilisée en majorité) et d'un cœur en nid d'abeille aluminium. Il s'inscrit dans la continuité du Chapitre II qui a permis de caractériser le comportement à l'impact de peaux seules.

Les essais expérimentaux sont décrits dans une première partie. L'analyse des résultats et des endommagements montre les effets provoqués par l'ajout d'un cœur en comparaison à une configuration équivalente de peaux seules. Certains paramètres pouvant influencer les performances à l'impact sont également étudiés de manière succincte : épaisseur du cœur et des peaux, type de nid d'abeille et taille des éprouvettes.

Une étude numérique vient ensuite compléter les essais expérimentaux. Deux modèles sont testés, un modèle simplifié et un modèle mésoscopique / macroscopique tenant compte de la sensibilité du nid d'abeille à la vitesse de compression. Les résultats numériques sont confrontés aux données expérimentales pour ces deux modèles.

Pour finir, différentes pistes d'amélioration des structures sandwiches aluminium à l'impact sont étudiées via une approche purement numérique. Plusieurs géométries sont testées et comparées à même vitesse initiale. De plus, l'influence de certains paramètres propres au nid d'abeille comme la taille ou la hauteur de cellule sera évaluée par modèle.

SOMMAIRE

CHAPITRE III : ETUDE DE STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM A L'IMPACT 119

1. ESSAIS D'IMPACT SUR STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM	121
1.1 CARACTERISATION DU NID D'ABEILLE ALUMINIUM UTILISE EN CŒUR DE SANDWICH	121
1.1.1 Description du nid d'abeille	121
1.1.2 Essais de caractérisation en compression	122
1.2 STRUCTURES SANDWICHES TESTEES A L'IMPACT	124
1.2.1 Description des structures testées	124
1.2.2 Résultats expérimentaux et mécanismes d'endommagement observés	125
1.2.3 Influence de l'épaisseur du cœur	128
1.2.4 Influence de la taille d'éprouvette et de l'épaisseur des peaux choisies	130
1.3 CONCLUSION DE L'ETUDE EXPERIMENTALE.....	132
2. MODELISATION NUMERIQUE DE SANDWICHES ALUMINIUM	132
2.1 DESCRIPTION DU MODELE SIMPLIFIE DE NID D'ABEILLE	133
2.1.1 Loi de comportement du nid d'abeille	133
2.1.2 Modèle géométrique	135
2.2 RESULTATS OBTENUS AVEC LE MODELE SIMPLIFIE	136
2.3 MODELE AVEC PRISE EN COMPTE DE LA VITESSE DE COMPRESSION	139
2.3.1 Compression d'une cellule de nid d'abeille – modèle mésoscopique	139
2.3.2 Résultats du modèle mésoscopique	141
2.3.3 Validation expérimentale des effets de compression dynamique	144
2.3.4 Conclusion	148
2.4 DESCRIPTION ET VALIDATION DU MODELE NUMERIQUE MACROSCOPIQUE	148
2.4.1 Passage du modèle mésoscopique au modèle macroscopique	149
2.4.2 Synthèse des résultats numériques obtenus	149
2.4.3 Comparaison des résultats sur les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$	150
2.4.4 Conclusions	155
2.5 CONFRONTATION DES RESULTATS EXPERIMENTAUX ET NUMERIQUES ET DISCUSSION	155
3. PISTES DE CHOIX DE STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM	158
3.1 INFLUENCE DE LA TAILLE DE CELLULE DU NID D'ABEILLE	158
3.2 ETUDE DE DIFFERENTES GEOMETRIES DE SANDWICH.....	162
4. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES	165

1. ESSAIS D'IMPACT SUR STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM

1.1 Caractérisation du nid d'abeille aluminium utilisé en cœur de sandwich

1.1.1 Description du nid d'abeille

Le nid d'abeille est une structure couramment utilisée en aéronautique pour ses bonnes propriétés de compression et cisaillement hors plan comparativement à sa masse ; il est également reconnu comme un bon absorbeur d'énergie en cas de choc [EVANS, 1998], [GIBSON, 1999]. Cette structure est composée dans le plan de cellules élémentaires de forme hexagonale dans la majorité des cas. Les parois peuvent être élaborées en différents matériaux (aluminium, acier, Nomex, etc.).

Le nid d'abeille est un matériau orthotrope de par son procédé de fabrication. Il est fabriqué à partir de feuillets qui sont soit préformés puis collés (Fig. 3-1a), soit collés puis étirés (Fig. 3-1b). Dans les deux cas, la direction des faces collées est plus résistante en traction et en cisaillement à cause de la double paroi et du joint de colle. Les propriétés de traction et cisaillement dans le plan sont très faibles et généralement négligées devant celles hors plan.

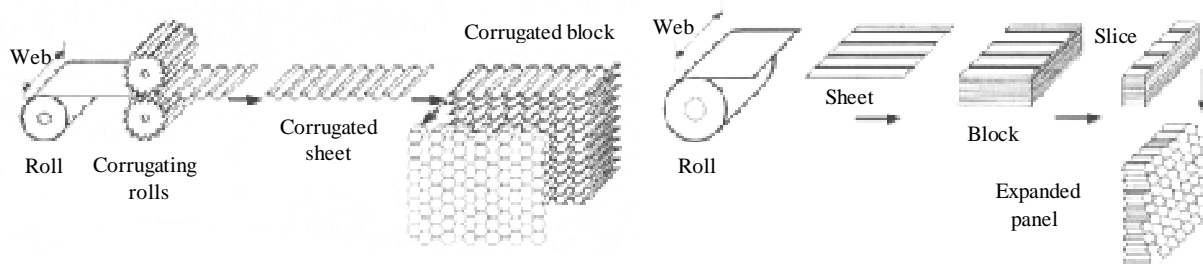


Fig. 3- 1 : Procédés de fabrication du nid d'abeille [HEXCEL]

Dans ce chapitre, des structures sandwiches intégrant des structures en nid d'abeille aluminium sont testées. Deux nids d'abeille en particulier sont étudiés ici, l'un de 10 mm d'épaisseur (nid d'abeille A, type ACG-1/4) et l'autre de 20 mm d'épaisseur (nid d'abeille B, type ACG-3/8). Ils sont tous les deux assemblés à base de feuillets en aluminium 3003.

Les caractéristiques géométriques et mécaniques (issues des données fournisseur Hexcel) de ces nids d'abeille aluminium sont données en Fig. 3- 2 ainsi que dans le Tab. 3- 1. Ces données seront utilisées par la suite dans les modèles numériques.

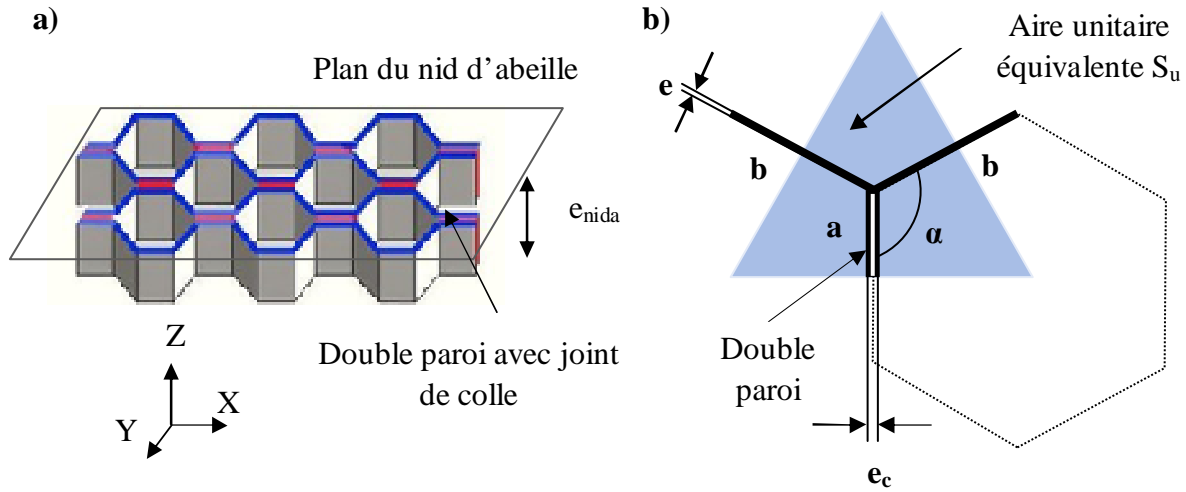


Fig. 3-2 : Repère associé au nid d'abeille et géométrie d'une cellule élémentaire

	Nid d'abeille A	Nid d'abeille B
Epaisseur e_{nida} [mm]	10	20
Longueur branche a [mm]	1.3	4
Longueur branche b [mm]	2.2	5.7
Epaisseur de paroi simple e [mm]	0.0508	0.0635
Epaisseur de paroi double e_c [mm]	0.12	0.14
Angle α (°)	129.7	129.8
Aire unitaire S_u [mm ²]	13.91	34.23
Propriétés mécaniques (Hexcel)		
ρ [kg/m ³]	58.4	57
E_{zz} [MPa]	1021	634
Contrainte pic σ_{pic} [MPa]	4.3	2.6
Contrainte plateau σ_0 [MPa]	1.7	0.8
G_{xz} [MPa]	483	280
G_{yz} [MPa]	262	140
Contrainte cisaillement σ_{xz} [MPa]	2.5	1.45
Contrainte cisaillement σ_{yz} [MPa]	1.5	0.9
Chaleur spécifique C_p [J/K/kg]	10	10
Conductivité [W/m/K]	0.005	0.005

Tab. 3-1 : Caractéristiques morphologiques des nids d'abeille étudiés [HEXCEL]

1.1.2 Essais de caractérisation en compression

Les essais de compression sur structures sandwich sont définis dans la norme ASTM C364-61. Pour des cœurs de type mousses ou nids d'abeille, on retrouve un comportement typique en compression décrit par la Fig. 3- 3a.

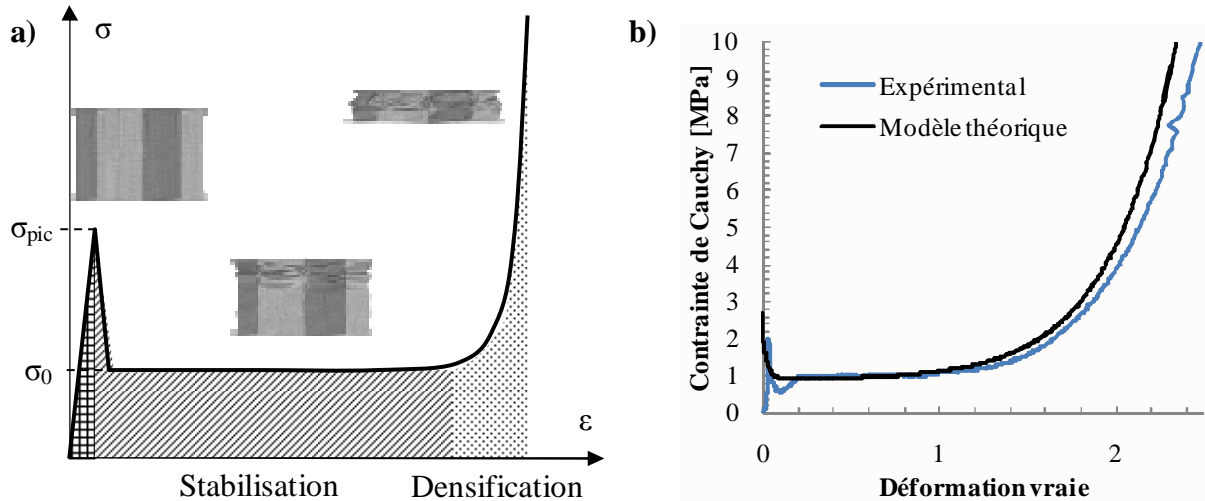


Fig. 3-3 : a) Comportement théorique du nid d'abeille en compression ; b) Courbe expérimentale obtenue pour le nid d'abeille B

On peut identifier 3 zones spécifiques [EVANS, 1998], [GIBSON, 1999].

- ♦ La première zone correspond au comportement élastique du matériau constituant les parois du nid d'abeille. On mesure le module de compression du nid d'abeille, ainsi que la contrainte pic.
- ♦ Une fois la contrainte pic dépassée, on observe le flambement de la structure. Ce phénomène s'initie localement au niveau de la zone la plus fragile de la matière (présence de défaut,...). Ce mécanisme se traduit par un écrasement et des déformations importantes pour une contrainte stable (dépendante des modes de flambage du matériau). Cette contrainte est importante car elle conditionne la quantité d'énergie pouvant être dissipée dans le nid d'abeille.
- ♦ Quand le flambement s'est propagé sur toute l'épaisseur de la structure, le matériau n'est plus en mesure de se comprimer et on observe une augmentation rapide de la contrainte pour un faible écrasement. Il s'agit de la phase de densification.

Des essais de compression ont été réalisés sur des structures sandwich carrées de 100 mm de côté. Cette taille est suffisante pour avoir un nombre de cellules représentatif du comportement global du nid d'abeille. La vitesse de compression est fixée à 3 mm/min. L'essai est instrumenté à l'aide de capteurs d'effort et de déplacement. On peut ainsi déduire des mesures effectuées la courbe contrainte-déformation vraies (Fig. 3- 3b) sur laquelle on retrouve bien les trois étapes citées précédemment.

La courbe expérimentale peut être approximée dans ses trois phases par l'expression (1). On notera pour cela p la déformation plastique cumulée dans la direction de compression.

$$\sigma = \frac{C_1}{\cosh(\alpha_1 p)} + \sigma_0 + C_2(e^{\alpha_2 p} - 1) \quad (1)$$

Les trois termes de l'expression de la contrainte sont les suivants :

- ◆ Le premier terme correspond au pic et à la baisse de contrainte qui lui succède
- ◆ La zone de stabilisation est représentée par une contrainte constante en fonction de la déformation notée σ_0
- ◆ Le troisième terme permet de caractériser l'étape de densification

Ce modèle a été choisi afin de tenir compte de manière découplée de l'influence de la vitesse de compression sur le niveau de la contrainte pic et plateau. Dans ce cas, les paramètres C_1 , α_1 et σ_0 évoluent en fonction de la vitesse d'écrasement et sont alors notés C_1^* , α_1^* et σ_0^* . Les paramètres matériau C_1 , α_1 , C_2 et α_2 sont définis afin d'obtenir une bonne correspondance expérimentale et théorique entre le pic et la densification (cf. courbe théorique en Fig. 3- 3b). Les valeurs obtenues en quasi-statique pour les nids d'abeille A et B sont indiquées en Tab. 3- 2.

	C_1 [MPa]	α_1	C_2 [MPa]	α_2	σ_0
Nid d'abeille A	3.68	107.4	0.015	2.7	2.0
Nid d'abeille B	1.7	76.9	0.015	2.7	0.9

Tab. 3- 2 : Paramètres du modèle de compression obtenus pour les nids d'abeille A et B

1.2 Structures sandwichs testées à l'impact










1.2.1 Description des structures testées

On souhaite comparer le comportement d'une structure sandwich aluminium avec une configuration similaire de peaux seules. Plusieurs paramètres sont étudiés :

- ◆ 1. Epaisseur du cœur
- ◆ 2. Dimension d'éprouvette et épaisseur totale des peaux
- ◆ 3. Taille de cellule (différente selon les nids d'abeille A et B. Pour des raisons pratiques, les nids d'abeille disponibles au laboratoire ont été utilisés ; il n'a donc pas été possible de choisir la même taille de cellule pour les deux structures testées)

On rappelle que la méthode de collage est similaire pour les sandwichs et les plaques seules (film de colle polymérisé Redux). Le montage expérimental utilisé pour les essais est décrit en Fig. 2-2 au chapitre II, section 1.1. On rappelle en particulier que a correspond à la taille d'éprouvette et e_{nida} représente l'épaisseur de nid d'abeille. Le détail des structures élaborées est fourni en Tab. 3- 3.










On peut noter que contrairement au chapitre II, un nombre réduit de configurations a été testé expérimentalement faute de temps et de moyens. Ainsi, l'étude expérimentale seule ne permet pas d'identifier l'influence de chacun des effets cités ci-dessus. Cependant, les configurations testées sont suffisamment variées pour fournir, par la suite, une base de comparaison avec un modèle numérique.

ID	Figure	Alliage	a [mm]	Peaux Avant/Arrière	e_{nida} [mm]	ρ_s [kg/m ²]	Effet étudié
[A ₂₊₂] ₂₀₀		5086	200	2/2	0	10.9	REF
[A ₂ AH ₁₀ A ₂] ₂₀₀		5086	200	2/2	10	11.75	1,2,3
[A ₂ AH ₂₀ A ₂ ⁽¹⁾] ₂₀₀		5086	200	2/2	20	12	1,2,3
[A ₂ AH ₂₀ A ₂ ⁽²⁾] ₂₀₀		5086	200	2/2	20	12	1,2,3
[A ₂₊₁ ⁽¹⁾] ₄₀₀		5086	300	2/1	0	8.26	REF
[A ₂ AH ₁₀ A ₁] ₃₀₀		5086	300	2/1	10	9	1,2,3
[A ₂ AH ₂₀ A ₁] ₃₀₀		5086	300	2/1	20	9.40	1,2,3
[B ₃] ₃₀₀		2017	300	3	0	8.1	REF
[B ₂ AH ₁₀ B ₂] ₂₀₀		2017	200	2/2	10	12.33	1,2

Tab. 3- 3 : Descriptif des structures et sandwichs aluminium testés à l'impact

1.2.2 Résultats expérimentaux et mécanismes d'endommagement observés

Le Tab. 3- 4 récapitule les résultats d'impact obtenus. On rappelle que l'indentation maximale I_{max} représente l'indentation de la peau arrière (par rapport à l'appui) dans les cas non perforés. Le profil du cas perforé [A₂AH₂₀A₁]₃₀₀ a été exceptionnellement mesuré afin de fournir un point de comparaison pour le modèle numérique. Pour rappel, les notations utilisées sont détaillées en section 1.2. et 1.3 du chapitre II.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	$R_{av}/$ R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
[A ₂₊₂] ₂₀₀		126.6	1018	-9.3	1011/99.3%	N/N	0.92	41.1	31.6
[A ₂ AH ₁₀ A ₂] ₂₀₀		120	914	NC	NC	N/N	NC	NC	24.7
[A ₂ AH ₂₀ A ₂ ⁽¹⁾] ₂₀₀		122.5	953	-6.3	949/99.5%	O/N	0.79	48.5	24.2
[A ₂ AH ₂₀ A ₂ ⁽²⁾] ₂₀₀		125.3	996	24.0	955/95.9%	O/O	0.89	/	/
[A ₂₊₁ ⁽¹⁾] ₄₀₀		122.6	954	-21.5	925/96.9%	N/O	0.76	37.0	30.6
[A ₂ AH ₁₀ A ₁] ₃₀₀		114.9	839	62.6	590/70.3%	O/O	0.59	/	/
[A ₂ AH ₂₀ A ₁] ₃₀₀		117.9	883	62.2	638/72.2%	O/O	0.59	/	14.2
[B ₃] ₃₀₀		117.7	880	69.5	573/65.1%	O/O	0.48	/	/
[B ₂ AH ₁₀ B ₂] ₂₀₀		124.9	990	80.1	580/58.5%	O/O	0.43	/	/

Tab. 3- 4 : Résultats des essais d'impact sur sandwichs et structures aluminium

Deux configurations identiques $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ ont été testées à deux vitesses initiales différentes, respectivement 122.5 et 125.3 m/s. Le premier cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ est identifié comme un cas limite pour les sandwichs aluminium puisque seule la première peau est perforée sans rupture de la peau arrière. A l'inverse, le second sandwich, testé à une vitesse légèrement supérieure est totalement perforé (cf. profils Fig. 3- 4a et b). Ces deux résultats expérimentaux représentent une bonne opportunité d'évaluer par la suite la précision du modèle numérique. En effet, le modèle pourra être validé sur ces deux cas de figure s'il parvient à prédire ces cas avec une précision suffisante.

Plusieurs mécanismes d'endommagement communs à toutes les structures peuvent être identifiés à partir des échantillons après impact (Fig. 3- 4). Dans le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$, on observe une rupture de forme circulaire de 16 mm de diamètre au niveau de la peau avant. Des fissures secondaires engendrent la formation de pétales, ce qui est caractéristique des modes d'endommagement de plaques métalliques ([LEVY, 1984], [BØRVIK, 2002(1)], [GUPTA, 2007], etc.). La peau avant de la configuration $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ est perforée et une partie centrale de forme circulaire d'environ 18 mm de diamètre est presque entièrement détachée du reste de la plaque (cf. Fig. 3- 4b).

Pour chacun des tests, on peut constater un flambement du nid d'abeille au niveau du contact avec la peau avant. Sous le projectile, il est totalement densifié et a glissé radialement sous l'effet du décollement au niveau de l'interface avec les peaux. On peut en voir des exemples en Fig. 3- 4a, b et d). Le décollement est visible sur des zones respectives de 120, 170 et 160 mm de diamètre par rapport à l'impact pour les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$, $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ et $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$. On peut remarquer que le second cas est décollé sur presque toute sa surface, et le troisième jusqu'aux conditions d'appui.

On peut également noter des profils que le nid d'abeille est fortement sollicité en cisaillement transverse. Les endommagements apparaissent sous la forme de bandes déformées à 45° par rapport à la peau avant, ce qui est typique du flambage en cisaillement [GREDIAC, 1993], [DOYOYO, 2003]. D'autre part, on peut reconnaître les deux modes d'endommagement décrits par Hou et al. et identifiés lors de sollicitations couplées du nid d'abeille en compression et en cisaillement transverse [HOU, 2011]. Dans le premier cas, la cellule de nid d'abeille garde son axe vertical et est translatée dans le plan sous l'effet du flambement. Ce mécanisme peut être observé en Fig. 3- 4b dans la zone du nid d'abeille située sous la peau avant. Un second mode d'endommagement est également possible, correspondant à la rotation de l'axe de la cellule du nid d'abeille, suivi du flambage. Ce cas de figure est visible par exemple en Fig. 3- 4c sur le nid d'abeille de 10 mm d'épaisseur, mais aussi sur les autres configurations, un peu en amont de la condition d'appui.

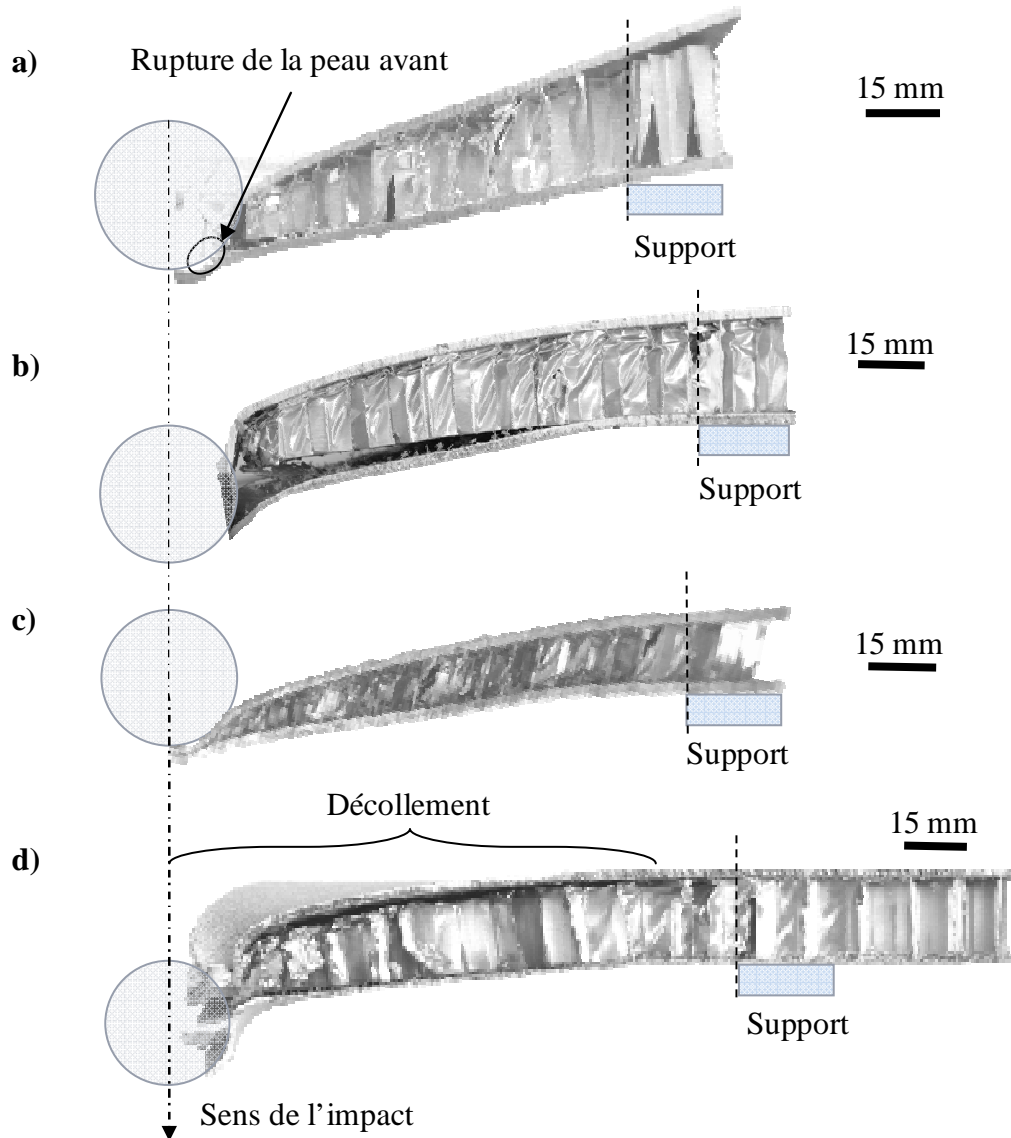


Fig. 3- 4 : Coupe à 45° des déformées après impact de différentes structures : a) $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$; b) $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$; c) $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$; d) Vue en coupe à 90° du cas $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$

Les courbes d'évolution de la vitesse du projectile sont données en Fig. 3- 5 pour l'ensemble des structures testées et des références associées. Quelques profils de déformation après impact sont décrits en Fig. 3- 6. Ces données sont commentées dans les paragraphes suivants.

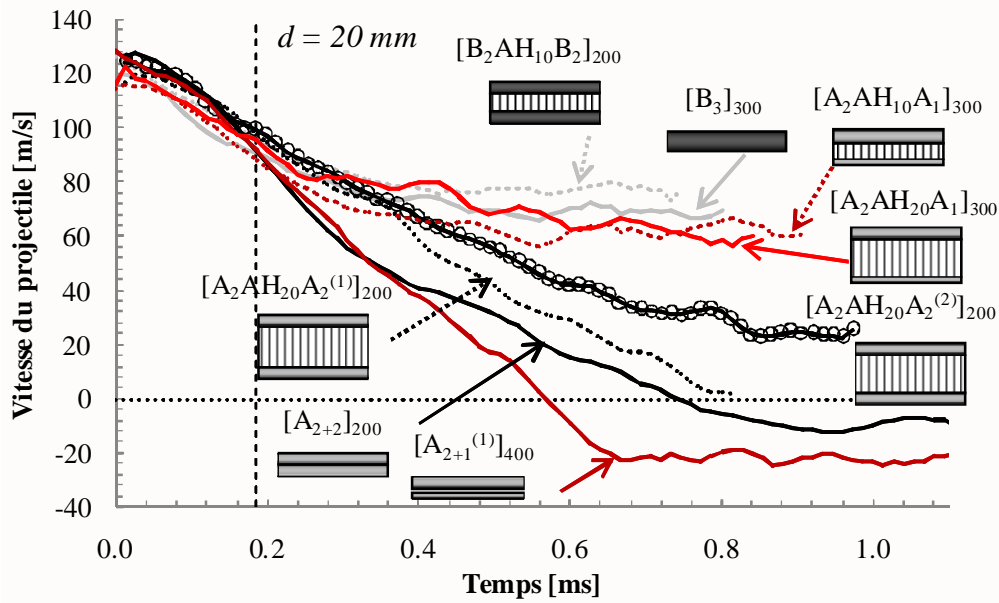


Fig. 3- 5: Evolution des vitesses d'impact pour différentes configurations de sandwichs et de plaques

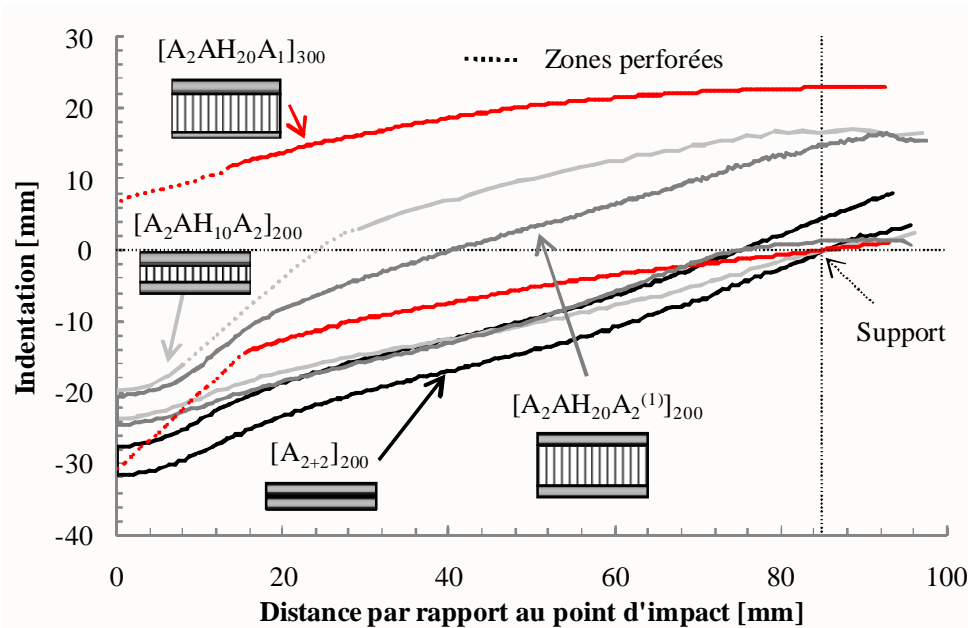


Fig. 3- 6: Demi-profils d'indentation pour quelques structures sandwichs et plaques aluminium

1.2.3 Influence de l'épaisseur du cœur

De manière globale, on peut constater de la Fig. 3- 5 que le freinage du projectile est retardé dans les cas sandwichs par rapport aux plaques seules de même configuration. Les courbes plaques / sandwichs divergent entre 0.2 et 0.36 ms après le début de l'impact.

La comparaison des vitesses dans les cas $[A_{2+2}]_{200}$, $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ (courbes noires) montre deux divergences successives, la première après environ 0.2 ms d'impact entre les plaques et les sandwichs et la seconde après 0.36 ms entre le sandwich perforé $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ et celui critique $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$.

Ces deux divergences pourraient être attribuées à la rupture respective de la peau avant puis de la peau arrière. Ce point sera à confirmer par l'étude numérique (voir analyse des Fig. 3- 24 en section 2.4.3).

On peut remarquer que l'évolution des vitesses est très similaire pour les peaux seules et la structure sandwich dans les cas $[B_3]_{300}$ et $[B_2AH_{10}B_2]_{200}$ (courbes grises). Bien que ces structures n'aient pas les mêmes dimensions, aucun effet de bord n'est visible sur les deux cas testés (cf. l'exemple de $[B_2AH_{10}B_2]_{200}$ en Fig. 3- 8c) et les endommagements restent localisés. On peut ainsi comparer ces deux structures en faisant abstraction de leurs dimensions respectives. Les deux structures sont perforées avec des vitesses résiduelles proches. Pourtant, l'épaisseur totale des peaux est supérieure dans le cas du sandwich (4 mm au lieu de 3). Il semble donc que l'ajout d'un cœur pénalise la résistance de la structure, bien qu'une réserve soit nécessaire au vu des différences de vitesses initiales (vitesse supérieure dans le cas du sandwich que des plaques).

Les deux structures sandwichs de 300 mm de côté, $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$, montrent des résultats proches : vitesses initiales et résiduelles proches (écart entre les deux configurations inférieur à 2.5% pour les vitesses initiales et finales), et évolution similaire de la vitesse du projectile (courbes rouges sur la Fig. 3- 5). On peut donc en conclure que pour ces configurations, l'épaisseur du cœur ne modifie pas la résistance des structures.

De plus, la comparaison des sandwichs $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ et des plaques seules (cas limite identifié au chapitre II : $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$) montre la nette supériorité des plaques : diminution rapide de la vitesse du projectile et quantité d'énergie absorbée supérieure sans rupture, malgré une vitesse initiale plus importante. Ce résultat confirme que l'ajout d'un cœur semble diminuer la résistance à l'impact de la structure. Ce résultat rejoint celui de l'étude expérimentale menée par Goldsmith [GOLDSMITH, 1997]. Il a constaté que la vitesse balistique des peaux seules était supérieure à celle d'un sandwich élaboré à partir de la même configuration de peaux et d'un cœur en nid d'abeille à cellules hexagonales.

L'observation de l'endommagement des peaux peut fournir une explication à ce résultat. Sur le cas limite sandwich (configuration $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$), on observe une rupture de la peau avant uniquement, ce qui montre que la zone critique est située à l'avant du sandwich. Au contraire, pour les peaux seules, la zone critique était située à l'arrière de la peau arrière (voir la Fig. 2-10 du chapitre II sur le cas $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$). Ce résultat montre que la présence d'un cœur tend à isoler chaque peau et à découpler leur résistance face à l'avancée du projectile (voir schéma explicatif Fig. 3- 7). Cette hypothèse est en cohérence avec la littérature qui mentionne le fait que deux peaux espacées sont moins performantes que deux peaux similaires en contact [MARROM, 1979].

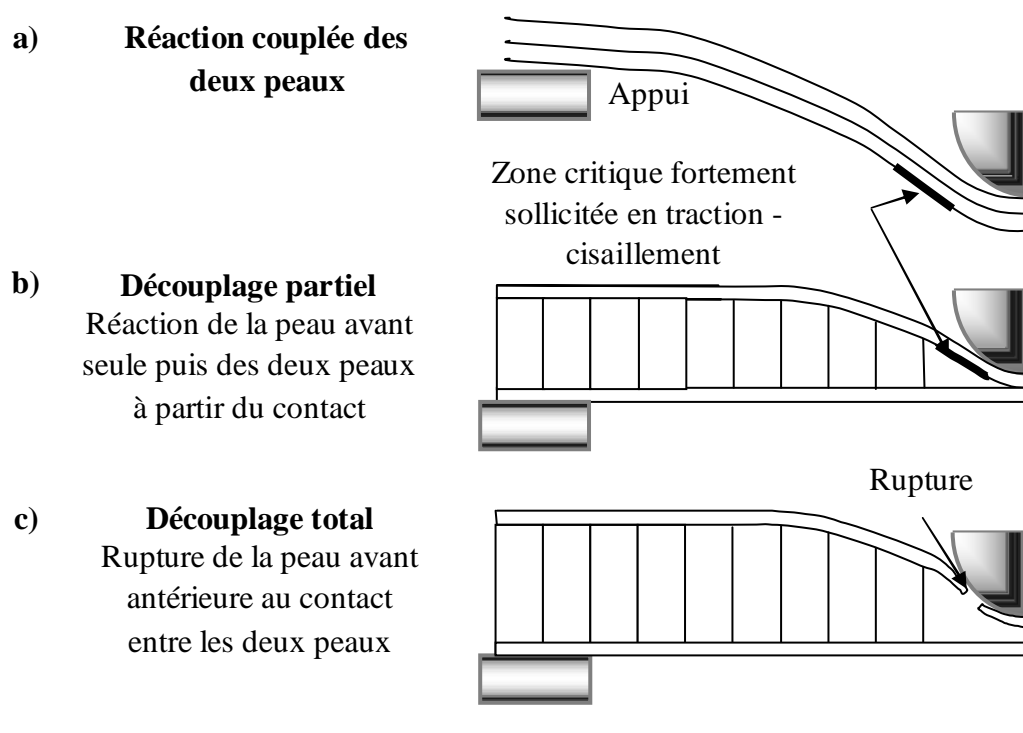


Fig. 3- 7: a) Réaction simultanée des peaux seules ; b) Réaction partiellement découplée avec ajout d'un cœur ; c) Cas de découplage total (cœur épais ou résistant en compression)

En comparant les profils résiduels des sandwichs $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$, ainsi que ceux des peaux seules $[A_{2+2}]_{200}$ (cf. Fig. 3- 6), on peut remarquer que :

- ♦ L'ajout d'un cœur permet de diminuer l'indentation maximale : -30% d'indentation avec un cœur de 20 mm par rapport aux plaques seules.
- ♦ Les indentations maximales des sandwichs avec un cœur de 10 et de 20 mm d'épais sont très proches (moins de 2% d'écart). Ceci est dû au fait que les profils des peaux arrières sont quasiment confondus. Par contre, les profils de peau avant divergent de par leur espacement initial différent. La courbure prononcée imposée à la plaque avant dans le cas d'un cœur épais montre que ce cas est probablement plus critique en termes de rupture.

1.2.4 Influence de la taille d'éprouvette et de l'épaisseur des peaux choisies

On a vu au chapitre II que la dimension d'éprouvette avait une faible incidence sur la rupture (phénomène local), mais que des effets de bord indésirables étaient visibles sur les éprouvettes de 200 mm de côté. Cette constatation rendait ainsi délicate la comparaison entre les structures de 200 et 300 mm de côté. Ces résultats sont également valables pour les structures sandwichs. On peut remarquer des effets de bord sur les profils des éprouvettes de petite dimension (cf. profils Fig. 3- 4a, b et c). Au contraire, les éprouvettes supérieures à 300 mm de côté ne sont pas sujettes à ce phénomène à cause des effets d'inertie. On peut clairement distinguer la zone déformée située avant l'appui de celle intacte située à l'arrière sur la Fig. 3- 4d. Une vue globale de l'avant et l'arrière de la structure $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ confirme ce résultat en Fig. 3- 8a et b.

On peut également noter que les structures assemblées avec des peaux en aluminium B ne présentent pas d'effets de bord (Fig. 3- 8c). Cela peut être attribué à la perforation rapide de la structure (durée d'impact de 0.43 ms) et à la limite élastique supérieure de l'aluminium 2017 par rapport au 5086.

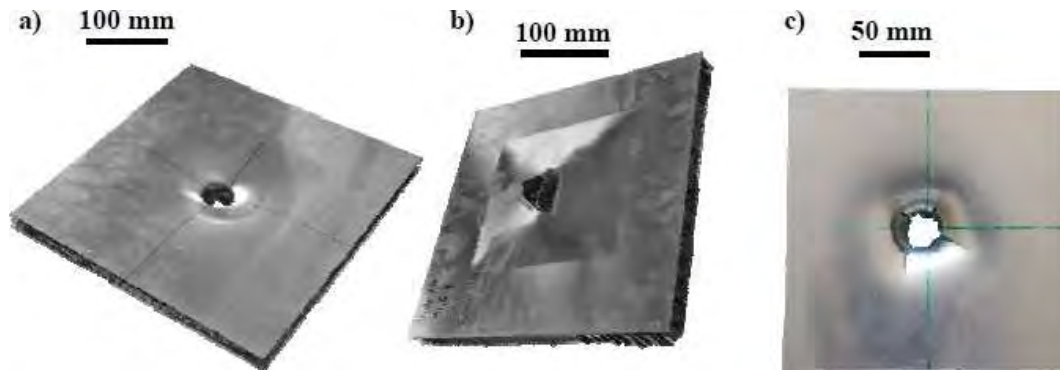


Fig. 3- 8: Sandwichs après impact ; $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$: a) face avant ; b) face arrière ; c) $[B_2AH_{10}B_2]_{200}$ face avant

Au chapitre II, on a identifié un effet de structure sur les plaques seules à partir d'une variation de décélération du projectile. Cette variation se traduit par une décélération plus progressive attribuée à une mise en mouvement globale de la structure lorsque les déformations atteignent le support. On peut constater cette variation de pente sur le cas $[A_{2+2}]_{200}$ de la Fig. 3- 12 par exemple. Cependant, cet effet est difficilement identifiable sur les structures sandwichs car on ne sait pas différencier sur les données expérimentales les points d'inflexion dus à la rupture d'une peau du sandwich et ceux dus à un éventuel effet de structure. Dans le cas des peaux seules où aucune rupture n'était constatée, on a pu attribuer cette variation à l'effet structure.

On peut noter que pour une structure sandwich, il semble peu probable que l'effet de structure se déclenche si la peau avant est perforée et partiellement détachée car alors, l'intégrité de la structure n'est plus assurée. De même, si la peau avant est perforée, l'effet structure ne peut pas se produire au niveau de la peau arrière à cause de la rupture du film de colle entre le cœur et la peau arrière (voir les zones décollées sur les deux sandwichs perforés en Fig. 3- 4b et d). Cette rupture isole la peau arrière du reste de la structure. Certes, la peau arrière se déforme en plasticité sur une zone non négligeable, ce qui freine le projectile avant la perforation. Cependant, le mouvement global de la structure avec sollicitation en flexion des peaux et du cœur ne se produit pas. Le modèle numérique permettra de distinguer les inflexions dues aux ruptures de peaux et celles provoquées par un éventuel effet de structure.

L'étude expérimentale ne permet pas d'évaluer l'influence de la taille d'éprouvette sur l'initiation de la rupture. En effet, deux paramètres ont été modifiés, d'une part la taille d'éprouvette (de 200 à 300 mm de côté) et d'autre part l'épaisseur de la peau arrière (de 2 à 1 mm d'épaisseur). De plus, la dispersion des vitesses initiales d'impact peut influencer les résultats, comme on peut le voir sur les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$. Une étude numérique est donc nécessaire afin de compléter et d'interpréter les résultats expérimentaux.

1.3 Conclusion de l'étude expérimentale

En conclusion, on peut constater que l'ajout d'un cœur a une influence significative sur les performances. Sa présence s'avère préjudiciable au niveau de la résistance à la rupture de la structure. On peut expliquer ce résultat par un possible découplage du comportement des peaux séparées par le cœur, ce qui diminue leur résistance à l'avancée du projectile et accélère leur rupture. Ce découplage est d'autant plus significatif si le cœur isole efficacement les deux peaux : cœur de forte épaisseur ou résistant en compression et cisaillement hors plan. En contrepartie, les structures sandwichs non perforées sont moins indentées que les peaux aluminium seules.

Les résultats expérimentaux semblent privilégier une configuration de peaux seules par rapport à une structure sandwich. Cependant, certaines hypothèses évoquées pour expliquer le rôle du cœur dans la rupture restent à confirmer par un modèle numérique : moment de rupture des peaux, effet de découplage du cœur, présence ou non d'un effet de structure, etc.

2. MODELISATION NUMERIQUE DE SANDWICHS ALUMINIUM

Le modèle numérique de sandwich aluminium reprend celui décrit dans le chapitre II pour les peaux. Pour le modèle de nid d'abeille, il est nécessaire de bien représenter le comportement en compression et en cisaillement transverse. Ces deux effets sont naturellement couplés, puisque le flambement en compression et la formation de bandes de cisaillement à 45° s'influencent mutuellement (comme on l'a vu au chapitre I, section 3.2.1 avec l'étude réalisée par Hou et al. notamment). On choisit dans un premier temps de représenter le nid d'abeille par un matériau effectif et par simplification, on suppose que les comportements en compression et en cisaillement transverse sont découplés (hypothèse relativement restrictive qui sera à reconsidérer pour la suite de l'étude).

La validation du modèle de sandwich passe par plusieurs étapes :

- ◆ Bonne prédiction des ruptures sur le couple d'essais $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$: rupture peau avant uniquement et totale pour des vitesses respectives de 122.5 et 125.3 m/s.
- ◆ Comparaison expérimentale et numérique des zones critiques et des endommagements, de l'évolution de la vitesse d'impact ainsi que des profils résiduels.

Une fois le modèle numérique validé, plusieurs études numériques pourront être abordées afin de compléter les résultats expérimentaux :

- ◆ Etude de la répartition des énergies absorbées
- ◆ Etude découplée de la taille d'éprouvette, de l'épaisseur de la peau arrière, influence de la taille des cellules de nid d'abeille, etc.

Ces points permettront de mieux comprendre le rôle du cœur dans le sandwich et d'identifier des géométries préférentielles.

2.1 Description du modèle simplifié de nid d'abeille

2.1.1 Loi de comportement du nid d'abeille

On considère les hypothèses suivantes dans le nid d'abeille :

- ◆ Loi d'écroutissage unidirectionnelle en compression définie selon les essais de compression quasi-statiques (sans prise en compte du pic initial en contrainte).
- ◆ On considère un comportement élastique fragile en traction (rupture du joint de colle entre la peau et le nid d'abeille).
- ◆ Loi de plasticité parfaite dans les directions de cisaillement transverse
- ◆ Comportement élastique dans le plan

Le comportement en cisaillement hors plan est représenté par une loi plastique parfaite. Les modules d'élasticité G_{xz} et G_{yz} , ainsi que les contraintes plateau σ_{xz} et σ_{yz} sont définis à partir des données du fournisseur (cf. Tab. 3- 1).

Afin de représenter la rupture de la colle et l'évacuation du nid d'abeille hors de la zone d'impact (observation expérimentale), un critère de rupture en cisaillement transverse a été défini. Un critère quadratique Γ est défini de la manière suivante :

$$\Gamma = \sqrt{\left(\frac{\gamma_{xz}}{\gamma_{\text{ref}}}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{yz}}{\gamma_{\text{ref}}}\right)^2} \quad (2)$$

L'élément est supprimé lorsque le critère atteint la valeur unité. Une valeur de référence pour le cisaillement transverse γ_{ref} a été calibrée sur le modèle $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et validé sur le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$.

On choisit dans un premier temps de négliger le pic de contrainte observé sur la courbe expérimentale de compression (cf. Fig. 3- 3b). L'expression théorique utilisée se réduit donc à la valeur plateau et à la densification :

$$\sigma = \sigma_0 + C_2(e^{\alpha_2 p} - 1) \quad (3)$$

Les paramètres σ_0 , C_2 et α_2 sont donnés en Tab. 3- 2. D'après les observations expérimentales, le nid d'abeille situé sous le projectile se déplace radialement pendant l'impact à cause de la rupture du joint de colle. Or, on a choisi de ne pas tenir compte dans le modèle du comportement plan du nid d'abeille (par souci de simplification du problème et manque de données). Dans le modèle, on considère un comportement élastique dans le plan du nid d'abeille. Les valeurs des modules ont été fixées arbitrairement à des valeurs faibles (< 5 MPa) par rapport aux directions hors plan.

Ainsi, il est nécessaire de définir un critère de suppression des éléments centraux du nid d'abeille afin de représenter le décollement et glissement du cœur (important pour prédire des déformées plus réalistes des peaux dans la zone d'impact) malgré les simplifications effectuées.

La suppression des éléments situés sous l'impact a été couplée avec le critère de rupture en cisaillement transverse (Eq.(2)). Le principe consiste à supprimer les éléments sous le projectile une fois la couronne de rupture formée en cisaillement (voir exemple sur le cas $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$ en Fig. 3- 9). Pour ce faire, une source de chaleur constante a été imposée sur une couronne située un peu à l'écart de la zone d'impact (rayon inférieur de 35 mm et rayon supérieur de 40 mm), comme vu en Fig. 3- 11b. Les éléments situés sous le projectile sont supprimés si le gradient de température est inférieur à une valeur limite (témoin que la conduction de chaleur ne s'effectue plus lorsque la couronne de rupture est formée). Les propriétés thermiques du nid d'abeille utilisées dans le modèle sont données dans le Tab. 3- 1. On peut constater sur les Fig. 3- 9c et d que la zone où les éléments ont été supprimés dans le modèle correspond de manière acceptable à la zone de décollement du nid d'abeille observée après impact (où on peut voir le glissement et la compaction du nid d'abeille proche de la zone d'impact).

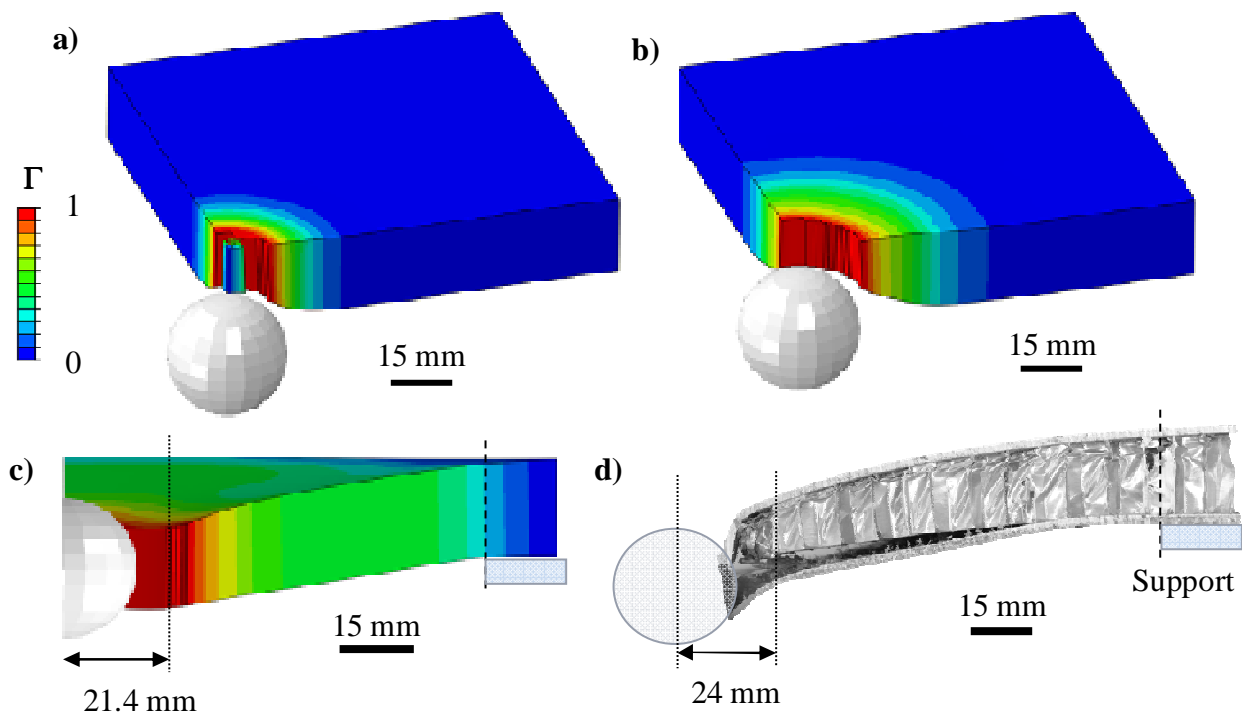


Fig. 3- 9: Formation de la couronne de rupture sur le modèle numérique associé au cas $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$: a) Après 0.075 ms d'impact ; b) après 0.15 ms ; c) Cartographie de Γ sur le profil numérique après 0.45 ms d'impact ; d) Profil expérimental après impact associé

Une limite en traction du joint de colle entre le nid d'abeille et les peaux a été définie. Cependant, il est difficile d'obtenir une contrainte limite à rupture du joint de colle à l'interface peau nid d'abeille. Afin de palier à l'absence d'essais et au manque de données du fournisseur, quant aux propriétés d'adhésion du joint de colle sur la tranche des cellules du nid d'abeille (zone de collage limitée), une limite est définie par défaut à la contrainte pic du nid d'abeille, soit 2.6 MPa. Au-delà de cette limite, la rigidité des éléments est arbitrairement divisée par 100.

2.1.2 Modèle géométrique

Le modèle numérique géométrique représente le quart de la structure totale du sandwich, afin de tenir compte du comportement orthotrope du nid d'abeille (Fig. 3- 10a). Des conditions de symétrie sont imposées sur les bords intérieurs. Des surfaces analytiques fixes sont définies pour assurer une condition d'appui simple à l'arrière du sandwich. Le projectile est représenté par une surface analytique de vitesse initiale imposée (correspondant à la vitesse initiale de l'essai expérimental), ce qui revient à négliger les déformations de la bille (voir justification au chapitre II, section 3.1.3).

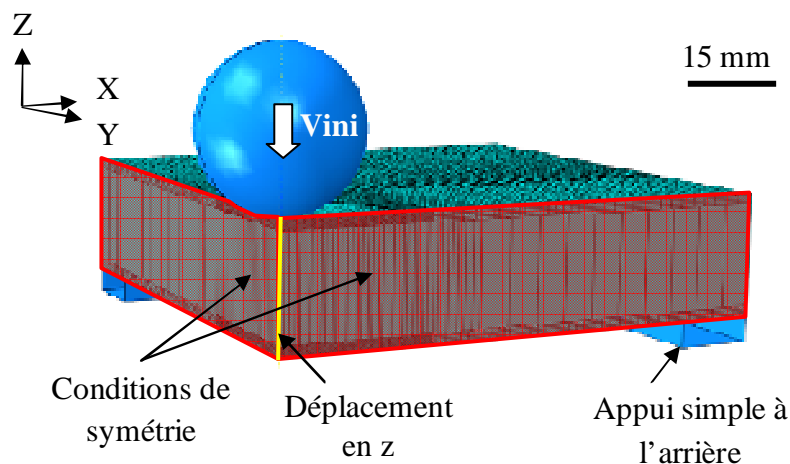


Fig. 3- 10: Modèle géométrique de sandwich et conditions limites

En ce qui concerne le maillage, trois zones de raffinages différents sont identifiables sur les peaux et le nid d'abeille. Au niveau des peaux, des éléments d'environ 0.5 mm, de 0.5 à 2 mm et de 1 à 3 mm de côté sont utilisés respectivement pour les zones Z1, Z2 et Z3. La rupture expérimentale est observée dans la zone Z1, d'où le raffinement important choisi pour cette zone. La zone Z2 intermédiaire doit avoir un maillage suffisamment précis pour représenter l'indentation locale des plaques. Enfin, la zone Z3 est maillée de manière progressive avec un raffinement plus grossier des bords afin de gagner en temps de calcul. Pour le nid d'abeille, la taille des éléments de ces trois zones atteint respectivement entre 1 et 2 mm, environ 2 mm et de 2 à 6 mm de côté. La zone Z2 fait la transition entre la zone Z1 maillée finement dans laquelle le critère de cisaillement s'applique et la zone Z3 maillée grossièrement. Le critère ne s'applique pas dans la zone Z2 à cause de la source de chaleur appliquée à cette zone.

De manière similaire au chapitre II, la taille des éléments dans l'épaisseur pour les peaux atteint 0.25 mm. Pour le nid d'abeille, un seul élément est défini dans l'épaisseur. Ce choix sera justifié lors de la description du modèle avec effet vitesse en section 2.4.

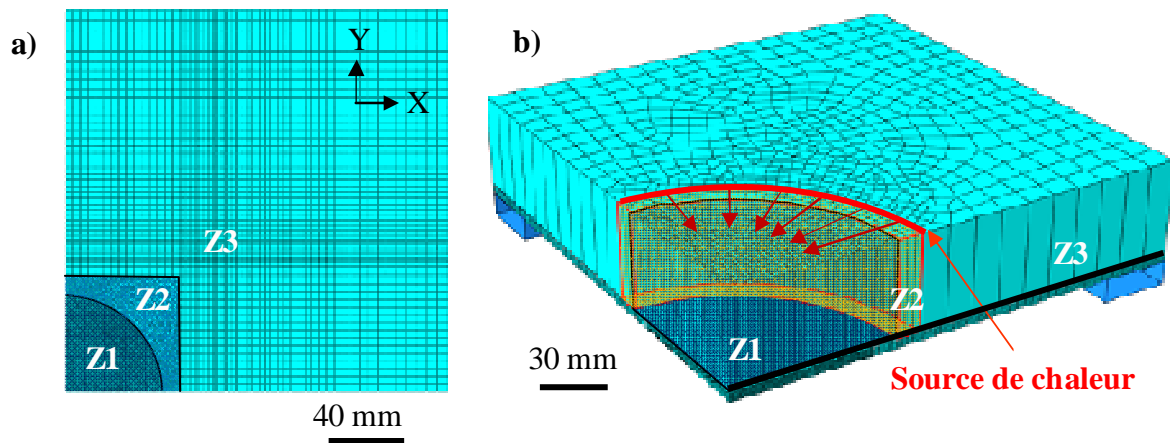


Fig. 3- 11: a) Maillage des peaux ; b) Maillage et conditions limites du nid d'abeille

Plusieurs points peuvent être évoqués à titre d'information :

- ◆ L'ensemble des calculs a été effectué sous ABAQUS 6.9-3 par la méthode de résolution explicite. Les calculs ont été réalisés en parallèle sur 8 processeurs.
- ◆ Le modèle d'impact sur un sandwich de 200 mm de côté comprend environ 70000 éléments. Il faut 15 heures CPU pour représenter un impact d'une durée de 0.8 ms.
- ◆ Le modèle d'impact sur un sandwich de 300 mm de côté comprend 170000 éléments. Il faut 24 heures CPU pour représenter un impact d'une durée de 0.8 ms.

2.2 Résultats obtenus avec le modèle simplifié

Le modèle simplifié a été évalué sur les configurations expérimentales $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$. La répartition des énergies du modèle indique que l'énergie dissipée par la plasticité est conséquente (environ 550 J, soit 57% de l'énergie totale du modèle), tandis que l'énergie élastique correspond à 28% de l'énergie totale. Le reste des énergies est réparti en énergie cinétique (transférée à la structure ou à la bille selon le moment de l'impact), en énergie dissipée par frottement, ou en énergies numériques. Ces énergies numériques sont de deux types, l'énergie visqueuse et l'énergie artificielle. L'énergie visqueuse est une énergie attribuée par défaut au matériau. Elle correspond à une atténuation des éventuels pics de contrainte lors de la propagation des ondes dans le matériau. D'autre part, l'énergie artificielle est une énergie de stabilisation géométrique des éléments qui vise à limiter les problèmes de distorsion. Il est nécessaire de s'assurer que la part des énergies numériques reste faible (les deux énergies totalisent une part de 12% de l'énergie totale, ce qui reste acceptable).

Le modèle numérique n'a prédit aucune rupture des peaux alors que la peau avant était perforée sur le cas expérimental $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et toute la structure était perforée dans le second cas. Ceci a conduit à une analyse plus détaillée des résultats numériques.

La Fig. 3- 12 permet de comparer l'évolution des vitesses expérimentale et numérique et de dégager plusieurs étapes d'impact à partir de la simulation. On peut distinguer une variation de la décélération du projectile avec un point d'inflexion visible sur la courbe numérique en Fig. 3- 12. La première étape correspond à l'indentation locale de la peau avant et la seconde à l'effet structure. De plus, la cartographie des déplacements hors plan souligne l'effet structure, les effets de bord et la rotation de la structure au niveau des appuis. Ces phénomènes sont également observés expérimentalement (voir Fig. 3- 4 et section 1.2.4).

Cependant, on note que le modèle sous-estime la vitesse du projectile par rapport à la courbe expérimentale. La divergence des deux courbes devient significative après environ 0.2 ms d'impact. Cette différence peut être attribuée à la rupture de la peau avant qui n'est pas reproduite par le modèle.

Le modèle prédit la suppression des premiers éléments de nid d'abeille en cisaillement et compression à partir de 0.2 ms (cf. Fig. 3- 12). Le contact entre les deux peaux est assuré peu après 0,2 ms d'impact. Il marque le début de l'effet structure, qui correspond à une mise en mouvement globale de la structure qui est sollicitée en flexion sur une large zone. L'évolution du critère de rupture des peaux est donnée en Fig. 3- 13. On peut voir qu'il atteint une valeur maximale de 0.91 à l'arrière de la face avant (zone critique également observée expérimentalement) après 0.85 ms d'impact.

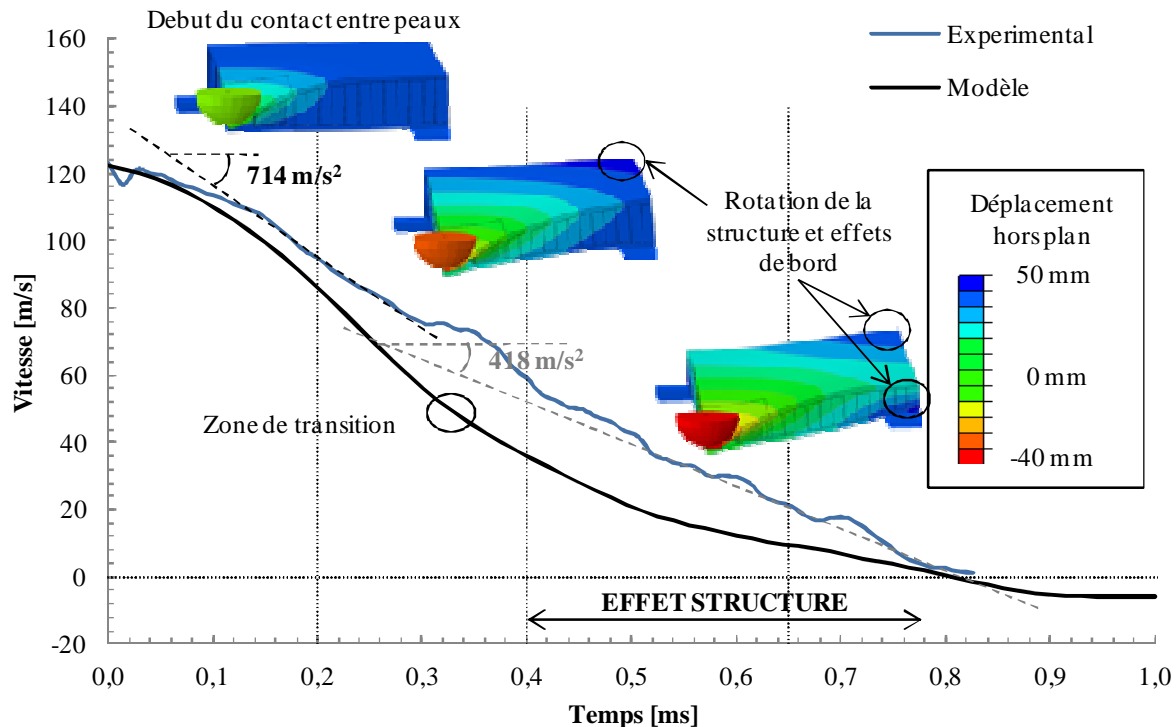


Fig. 3- 12: Evolution des vitesses expérimentales et numériques (modèle simplifié) sur le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$

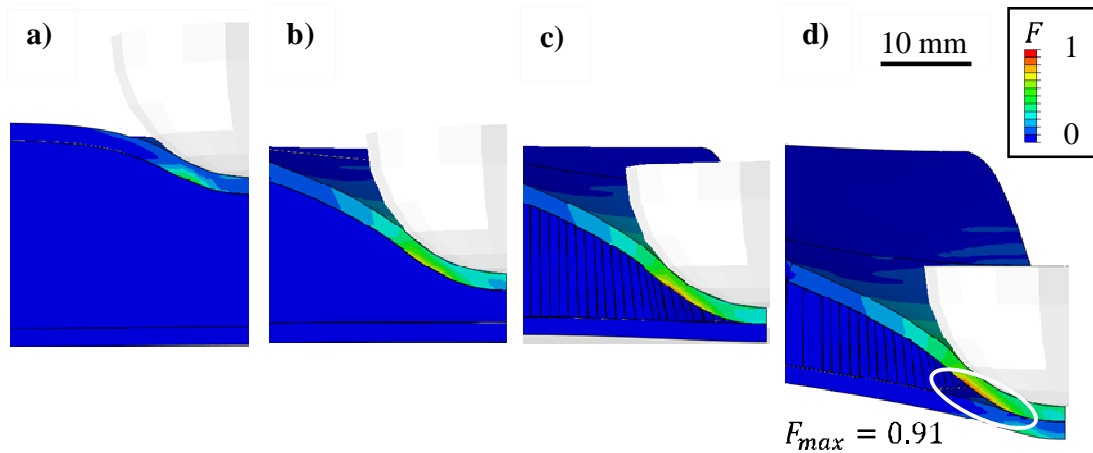


Fig. 3- 13: Evolution du critère de rupture dans les peaux aluminium –modèle numérique simplifié appliqué à l'essai $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$: a) $t=0.05\text{ ms}$; b) $t=0.15\text{ ms}$; c) $t=0.2\text{ ms}$; d) $t=0.85\text{ ms}$;

Le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ étant un cas limite expérimental, la divergence des résultats pouvait être attribuée à une imprécision du modèle numérique sur ce cas particulier. Ainsi, le modèle a également été testé sur des cas moins litigieux et totalement perforés tels que $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$. Cependant, le modèle n'a prédit aucune rupture des peaux sur ces deux cas.

A ce stade, plusieurs raisons ont été avancées afin d'expliquer les mauvaises prédictions numériques. Il est possible que les hypothèses prises sur le modèle de nid d'abeille aient été trop limitatives : découplage cisaillement – compression, mauvaise définition des critères de rupture, modèle simpliste en cisaillement transverse, effets dynamiques non pris en compte sur le comportement, etc.

Plusieurs études d'influence ont été réalisées sur le nid d'abeille afin de mieux cerner les imprécisions du modèle. Pour commencer, le paramètre pilotant la rupture en cisaillement a été modifié. Il conditionne la suppression plus ou moins rapide et étendue des éléments de nid d'abeille, mais n'a pas d'effet significatif sur l'initiation de rupture dans les peaux. Certaines études portant sur le comportement du nid d'abeille métallique montrent qu'il existe des effets dynamiques dans ces structures [RADFORD, 2007], [ELNASRI, 2007]. Ces effets se traduisent notamment par des hausse de contraintes supérieures à 20% par rapport au cas quasi-statique. En augmentant arbitrairement la contrainte plateau à 2.6 et 3.6 MPa dans le modèle actuel, on obtient respectivement un début de rupture de la peau avant et la rupture totale de la peau avant sans rupture de la peau arrière (conforme au cas expérimental). Ce paramètre semble donc être un paramètre fondamental et à la fois critique car difficile à déterminer expérimentalement ou dans la littérature (chapitre I, section 3.2.1). En effet, les études sont réalisées à ce jour à des vitesses de l'ordre de 50 m/s (barres d'Hopkinson). Ainsi aucune donnée expérimentale n'est disponible dans le domaine de vitesses étudié ici, d'où la nécessité d'établir un modèle numérique pour caractériser le comportement dynamique du nid d'abeille.

Pour palier à ce manque, un second modèle numérique a été implémenté afin d'étudier les effets dynamiques des nids d'abeille utilisés dans cette étude et d'en tenir compte dans la modélisation (permet de palier aux manques de données expérimentales dans un premier temps). On verra en section 2.4 qu'une validation expérimentale des résultats numériques a été effectuée par la suite.

2.3 Modèle avec prise en compte de la vitesse de compression

La littérature fait état d'un effet dynamique sur le comportement en compression de certaines structures de cœur, dont le nid d'abeille. En effet, plusieurs études ont montré qu'il existe une vitesse limite au-delà de laquelle les contraintes pic et plateau augmentent significativement (augmentations supérieures à 20% des valeurs quasi-statiques). Il n'est cependant pas détaillé si cet effet est majoritairement piloté par l'une ou l'autre de ces contraintes. On peut cependant noter dans le cas du nid d'abeille Nomex que l'augmentation de la contrainte pic est peu significative, alors que des effets de vitesse sont visibles au travers d'une augmentation de la contrainte plateau [HEIMBS, 2007].

Elnasri [ELNASRI, 2007] attribue ce phénomène à la propagation d'une onde de choc. Il prédit par un modèle analytique une vitesse limite à 110 m/s au-delà de laquelle le comportement du nid d'abeille aluminium est modifié. Cependant, cet effet dynamique n'est pas encore entièrement compris, principalement à cause du manque d'études expérimentales disponibles afin de vérifier les hypothèses fournies par les modèles numériques. Le comportement dynamique est notamment attribué à plusieurs effets :

- ◆ l'effet vitesse intervenant dans le matériau constitutif des parois : sensibilité à la vitesse de déformation propre au matériau et propagation d'ondes plastique se déplaçant dans l'épaisseur du nid d'abeille avant l'initiation du flambage (matériau plastifié et donc plus résistant au flambage)
- ◆ Influence de la vitesse sur les modes de flambement de la structure [RADFORD, 2007].

L'objectif de cette section consiste à déterminer si l'effet de vitesse intervient dans le comportement du sandwich à l'impact sur les essais effectués. Si cet effet est significatif, on étudiera les paramètres matériaux importants à considérer pour l'amélioration des structures sandwichs. On cherche donc à quantifier les effets dynamiques des nids d'abeille A et B et à identifier leur origine sur un essai de compression d'une cellule unitaire. Pour ce faire, un modèle numérique local a été implémenté afin d'évaluer le comportement dynamique du nid d'abeille à des vitesses de compression de l'ordre de 120 m/s. Ce modèle dit mésoscopique est ensuite réinjecté dans un modèle macroscopique défini à l'échelle de la structure sandwich.

2.3.1 Compression d'une cellule de nid d'abeille – modèle mésoscopique

Les cellules du nid d'abeille A et B sont élaborées à partir d'une tôle en aluminium 3003. Cet alliage est sensible à la vitesse de sollicitation, comme le montrent les résultats en traction dynamiques obtenus par Guo et al [GUO, 2011]. La plage de vitesses testées est comprise entre 0.001 et 9500 s⁻¹ et les courbes d'écoulement obtenues sont données en Fig. 3- 14.

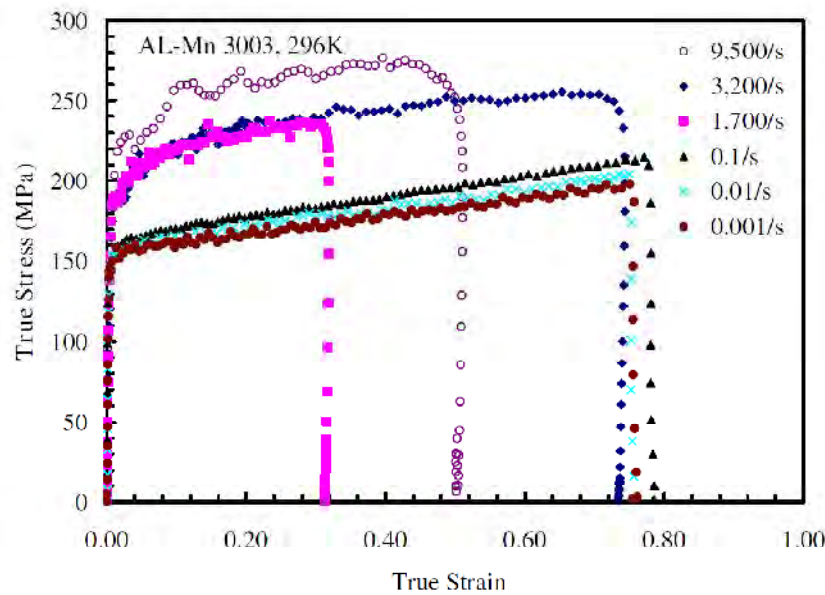


Fig. 3- 14: Effet de la vitesse de sollicitation sur le comportement en traction de l'aluminium 3003 [GUO, 2011]

La contrainte d'écoulement de cet aluminium peut être modélisée par le modèle de Cowper-Sydmonds (Eq. (4)).

$$\sigma = (A + B\epsilon^{Pn}) \left(1 + \frac{\dot{\epsilon}^P}{D} \right)^{\frac{1}{q}} \quad (4)$$

Les paramètres A, B et n caractérisent la loi d'écoulement quasi-statique du matériau et D et q sont associés à l'écroutissage dynamique. Pour l'aluminium considéré, les paramètres sont identifiés à partir des courbes de la Fig. 3- 14. Les valeurs obtenues sont données en Tab. 3- 5.

Paramètres	A [MPa]	B [MPa]	n	D	q
	150	62.5	1	30000	3.5

Tab. 3- 5 : Paramètres du modèle de Cowper-Sydmonds identifiés à partir des courbes expérimentales de Guo et al. [GUO, 2011] pour l'aluminium 3003

Le modèle géométrique tient compte de la géométrie des nids d'abeille A et B décrits dans le Tab. 3- 1. La Fig. 3- 15 décrit le modèle géométrique ainsi que les conditions limites, appliquées sur l'exemple du nid d'abeille B. La géométrie d'une cellule est obtenue par rotations d'une branche unitaire afin de former une cellule complète. La représentation d'une seule arête de nid d'abeille semble bien reproduire le comportement en compression du nid d'abeille [ASADI, 2006] (bien que les conditions de symétrie imposées aux bords influencent le flambement). La cellule a été choisie afin de stabiliser les courbes de contrainte – déformation obtenues qui oscillent significativement dans le cas d'une arête unitaire.

La géométrie de la cellule tient compte de la double paroi dans la direction du collage, sans cependant considérer l'effet de la colle. Des conditions de symétrie sont appliquées sur les arêtes extérieures.

Les parois du nid d'abeille sont représentées par des éléments plaques. La taille des éléments a été choisie suffisamment petite, de telle sorte que les phénomènes de flambement numériques soient bien représentatifs de ceux observés. Les éléments sont d'environ 0.095 mm de côté pour la géométrie du nid d'abeille A et de 0.25 mm pour celui du nid d'abeille B. La cellule élémentaire est encastree en bas et encastree en haut à une surface mobile à vitesse imposée. Plusieurs vitesses de compression ont été testées : 1.2, 12, 60 et 120 m/s.

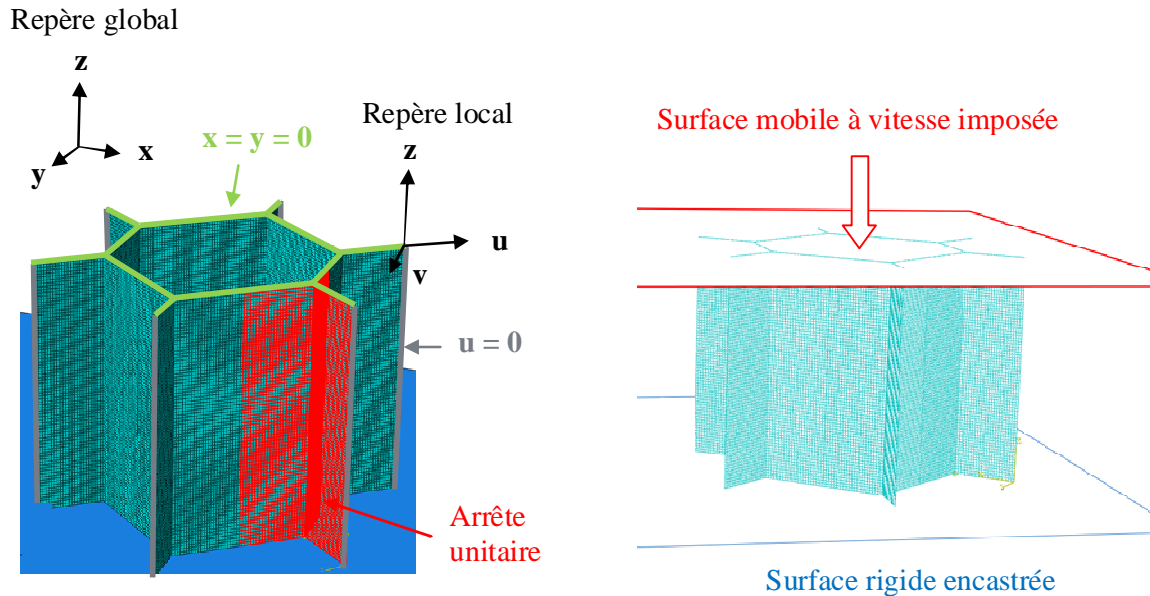


Fig. 3- 15: Géométrie et conditions limites du modèle mésoscopique – exemple du nid d'abeille B

2.3.2 Résultats du modèle mésoscopique

Le comportement en compression des nids d'abeille A et B est donné en Fig. 3- 16 pour les différentes vitesses d'écrasement testées. Pour le nid d'abeille B, les courbes de compression quasi-statiques expérimentale et théorique associées sont fournies à titre de comparaison. La courbe théorique est définie par l'équation (1) et les constantes sont identifiées de telle manière à correspondre à la courbe expérimentale.

On peut noter que pour le nid d'abeille B, la courbe numérique obtenue à 1.2 m/s est très proche de la courbe expérimentale. A une vitesse d'écrasement de 12 m/s, on observe une légère augmentation du pic initial passant de 6.7 à 8 MPa. Cependant, les contraintes plateau et la phase de densification sont très proches de celles obtenues à 1.2 m/s et sur l'essai expérimental. Ainsi, en dessous de 12 m/s, aucun effet dynamique significatif n'est observé. A partir de 60 m/s et à 120 m/s, on observe une augmentation de la contrainte pic et plateau significative : contrainte pic passant de 8 MPa à 12 m/s à 14.4 MPa et 21.6 MPa respectivement pour 60 et 120 m/s. La contrainte plateau moyenne est évaluée à environ 1.7 et 2.5 MPa pour ces deux vitesses alors qu'elle atteignait 0.9 MPa en moyenne sur les vitesses inférieures.

Une tendance similaire est visible sur les courbes du nid d'abeille A, mais avec des valeurs de contrainte pic et plateau plus élevées (dû à la diminution de l'épaisseur du nid d'abeille et de la taille de cellule). Par exemple, on atteint respectivement 2.0, 2.0, 3.1, 5.5 MPa de contrainte plateau pour les vitesses 1.2, 12, 60 et 120 m/s.

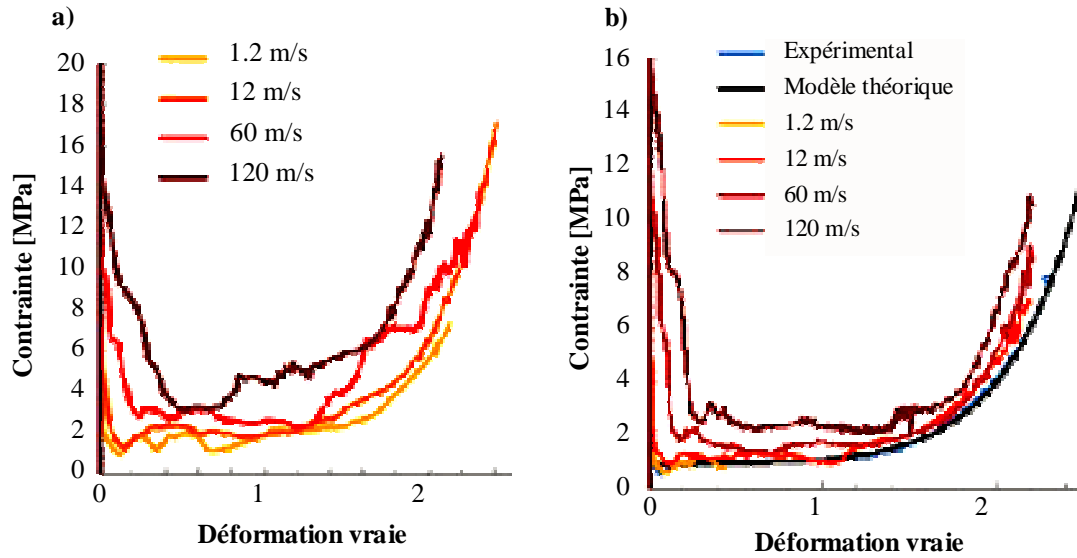


Fig. 3- 16: Comportement d'une cellule élémentaire en fonction de la vitesse de compression : a) Nid d'abeille A (10 mm) ; b) Nid d'abeille B (20 mm)

L'expression des paramètres σ_0^* , C_1^* , et α_1^* en fonction de la vitesse de compression peut être ainsi identifiée à partir de ces résultats (cf. Eq. (5)). Les astérisques indiquent la dépendance des paramètres vis-à-vis de la vitesse de compression. Ces expressions sont par la suite réinjectées dans le modèle macroscopique, au travers du comportement de chaque élément unitaire défini dans l'épaisseur.

$$\begin{aligned} \text{Nid d'abeille A : } & \begin{cases} \sigma_0^* = 0.001 \times v_i^{1.655} + 1.964 \\ C_1^* = \frac{v_i^{0.914}}{5.818} + 3.677 \\ \alpha_1^* = \frac{1}{0.0005 \times v_i + 0.0093} \end{cases} \\ \text{Nid d'abeille B : } & \begin{cases} \sigma_0^* = 0.008 \times v_i^{1.1} + 0.9 \\ C_1^* = \frac{v_i^{0.8}}{4} + 1.7 \\ \alpha_1^* = \frac{1}{0.006 \times v_i + 0.013} \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

Les courbes de compression données en Fig. 3- 16 permettent d'établir la quantité d'énergie que l'on peut potentiellement dissiper dans la compression d'une cellule de nid d'abeille. Les énergies volumiques dissipées pour les deux nids d'abeille sont données dans le Tab. 3- 6 en fonction de la vitesse (énergie calculée jusqu'à $\varepsilon=2$, d'après la Fig. 3- 16). On peut constater que pour les deux nids d'abeille, la vitesse de compression augmente de manière très significative l'énergie : facteur de 3 entre l'essai quasi-statique et 120 m/s pour les deux structures. D'autre part, comme on peut s'y attendre, le nid d'abeille A dissipe plus d'énergie que le B dans la compression, soit environ 1/3 d'énergie en plus pour des vitesses comparables. Cela s'explique en particulier par la taille de cellule du nid d'abeille A inférieure à celle du B (cf. Tab. 3- 1).

Vitesse de compression [m/s]	1.2	12	60	120
Energie volumique d'écrasement d'une cellule de nid d'abeille [mJ/mm ³]				
Nid d'abeille A	9.7	12.8	20.8	32.9
Nid d'abeille B	7.3	8.1	13.5	22.6

Tab. 3- 6 : Energies volumique en fonction de la vitesse dissipée pour les deux nids d'abeille

Afin de compléter les courbes de compression, plusieurs déformées du nid d'abeille B sont données en Fig. 3- 17 pour des écrasements de 0.9, 5 et 10 mm. La cartographie des contraintes y est représentée, avec deux couleurs différentes afin de distinguer les zones élastiques et plastiques.

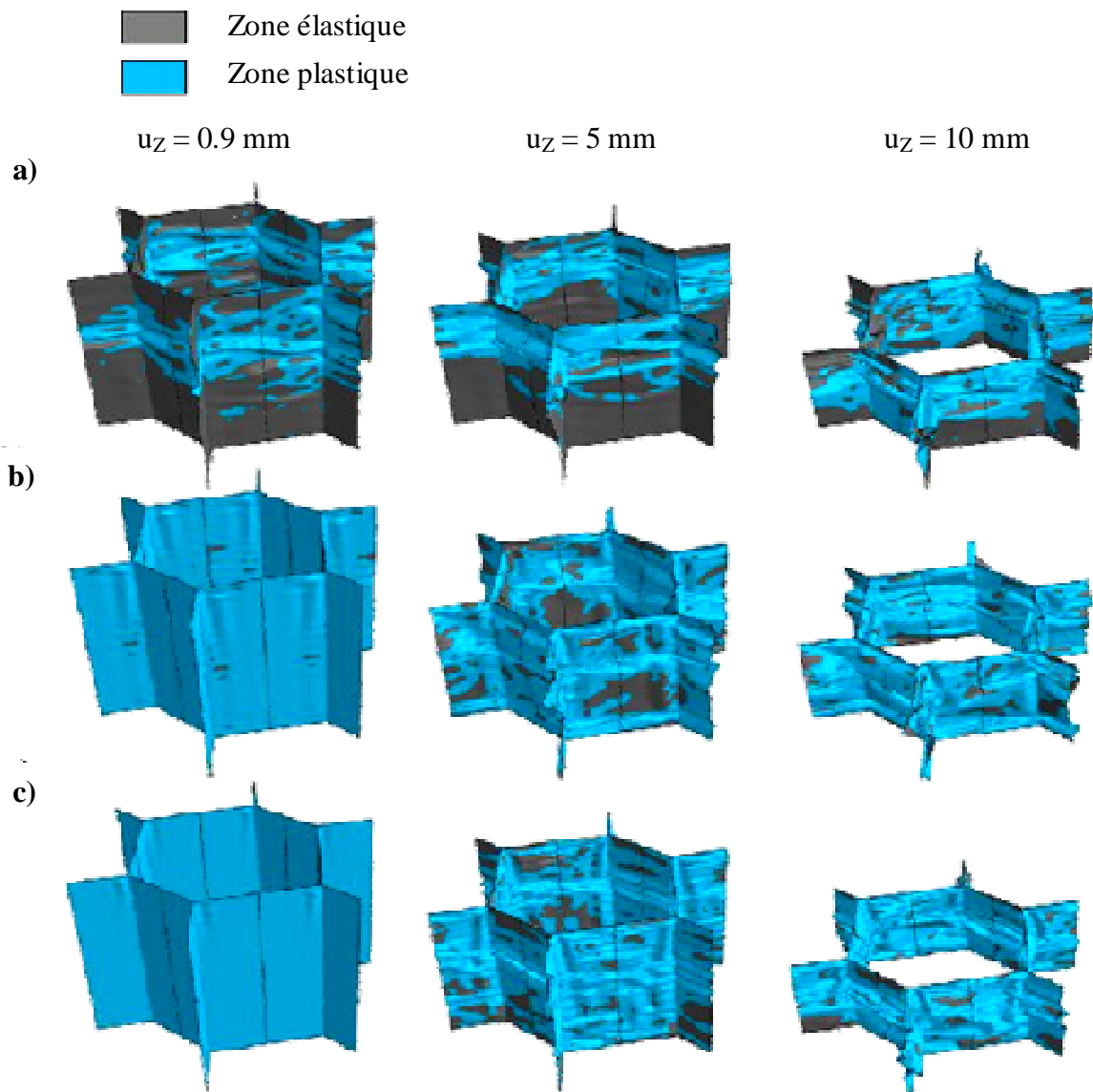


Fig. 3- 17: Compression d'une cellule de nid d'abeille B à : a) 12 m/s ; b) 60 m/s ; c) 120 m/s

On peut voir sur ces figures que pour des vitesses d'écrasement faibles, les zones plastifiées sont uniquement localisées dans les zones d'initiation de flambement. Au contraire, à partir de 60 m/s, l'aluminium constituant le nid d'abeille est totalement plastifié avant même le début du flambement. De plus, les modes de flambement évoluent vers des modes plus élevés avec la vitesse de compression [RADFORD, 2007]. Des effets similaires sont observés sur le nid d'abeille A.

La vitesse de compression a donc plusieurs effets sur le comportement du nid d'abeille :

- ◆ Propagation d'une onde plastique : plastification du nid d'abeille par propagation d'une onde plastique antérieure au début du flambement [ELNASRI, 2007]
- ◆ Sensibilité du matériau à la vitesse de sollicitation : augmentation de la contrainte d'écoulement de l'aluminium des parois avec la vitesse d'écrasement
- ◆ Effet structure : modification des modes de flambage avec la vitesse

Au vu de ces résultats et de leur validation qui sera effectuée par la suite (voir en sections 2.3.3 et 2.4.3), ce modèle de cellule pourrait également être utilisé pour étudier le comportement dynamique du nid d'abeille en cisaillement. De plus, cela permettrait de vérifier les résultats numériques en les comparant à des essais expérimentaux. Cette partie n'a pas pu être effectuée dans le cadre de ce travail par manque de temps. Cependant, cet aspect devra nécessairement être traité lors de l'amélioration future du modèle de nid d'abeille.

2.3.3 Validation expérimentale des effets de compression dynamique

On a vu dans la section précédente que le modèle numérique prédit des augmentations significatives de contrainte plateau avec la vitesse de compression : respectivement 2 à 5.5 MPa et 0.9 à 3.5 MPa entre 1.2 et 120 m/s pour les nids d'abeille A et B. De plus, l'énergie volumique de compression d'une cellule de nid d'abeille augmente avec la vitesse (facteur 3 entre 1.2 et 120 m/s).

Afin de vérifier l'ordre de grandeur de ces prédictions, des essais de compression dynamique ont été effectués à l'aide du canon à air comprimé. Le principe de l'essai est donné en Fig. 3- 18. Un projectile intégrant une structure sandwich aluminium à l'avant et une mousse de guidage à l'arrière est projetée sur une surface rigide. L'objectif de l'essai consiste à déterminer la vitesse initiale et la masse arrière nécessaire pour que le nid d'abeille B soit écrasé sur une épaisseur donnée Δz . Un écrasement de la moitié de la hauteur a été choisi. Ce déplacement est suffisant pour pouvoir suivre l'évolution de l'écrasement à la caméra rapide. De plus, on peut s'assurer que l'énergie cinétique est transférée principalement à l'écrasement du nid d'abeille, ce qui n'est plus valable si on écrase le nid d'abeille sur toute sa hauteur.

Cet essai est ensuite couplé avec un modèle numérique qui reprend le comportement en compression dynamique décrit dans la section précédente. On peut ainsi vérifier les valeurs de contrainte plateau numériques par comparaison de l'écrasement expérimental et numérique.

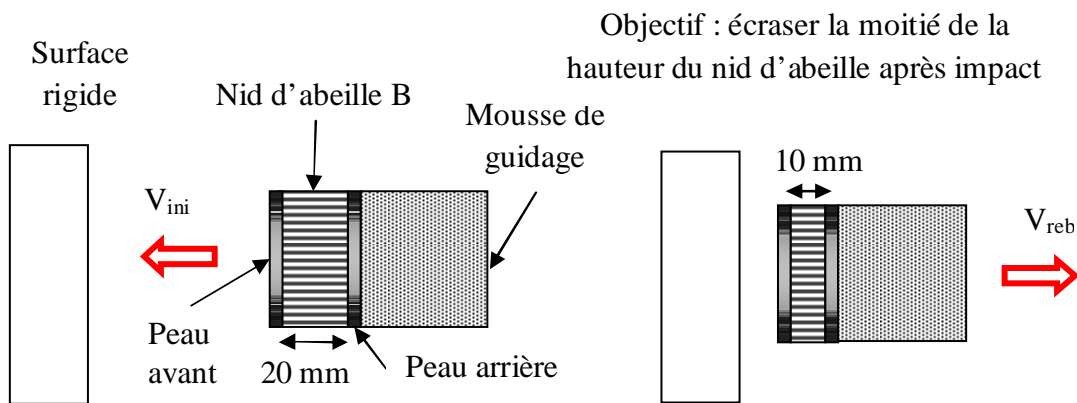


Fig. 3- 18: Principe de l'essai de compression dynamique

Les variables du modèle sont les suivantes :

- ◆ Epaisseur des deux peaux et de la mousse
- ◆ Vitesse initiale du projectile

Les contraintes sont les suivantes :

- ◆ La masse de la peau située avant le nid d'abeille doit être inférieure à la masse de l'ensemble à l'arrière afin d'éviter un écrasement du nid d'abeille par l'avant.
- ◆ La longueur de la mousse doit être supérieure à environ 30 mm pour assurer un guidage suffisant du projectile dans le tube du canon.
- ◆ La vitesse initiale du projectile doit être supérieure à 60 m/s afin d'observer un effet vitesse suffisamment significatif.

Le projectile a un diamètre de 60 mm, ce qui correspond à environ 60 arêtes stabilisées par 3 branches. Ce nombre est suffisant pour obtenir un comportement représentatif. Si l'on considère que l'énergie cinétique de la peau arrière et de la mousse est transférée au nid d'abeille, on peut définir la masse totale arrière m_{arr} nécessaire pour écraser la moitié du nid d'abeille :

$$\sigma_0^* S \Delta z = \frac{1}{2} m_{arr} V_{ini}^2$$

On définit S comme la section du projectile et σ_0^* correspond à la contrainte plateau dont on cherche à vérifier la valeur. Pour pré-dimensionner la structure, on considère une vitesse de 120 m/s et une contrainte plateau de 2 MPa (cas le plus critique en termes de masses embarquées acceptables). La masse totale à l'arrière du projectile doit donc être de 7.9 g.

La géométrie choisie est composée de deux peaux aluminium de 0.5 mm d'épaisseur (soit 3.8 g chacune) et une mousse de 4 g. En réalité, une mousse de 5.5 g a été utilisée pour les essais car il s'agit de la masse minimale que l'on peut obtenir lors de la fabrication. Ainsi, la masse totale du projectile atteint 15.6 g dont 9.3 g à l'arrière du nid d'abeille.

On note que d'après les valeurs du Tab. 3- 6 et la géométrie testée, un essai d'impact à 120 m/s avec écrasement de la moitié du nid d'abeille dissipe 97 J d'après le modèle numérique (contre 112 J d'énergie initiale). Cette valeur sera à valider par les essais expérimentaux. Par comparaison, l'énergie nécessaire pour écraser la moitié du nid d'abeille atteint 20 J quand on ne prend pas en compte l'effet vitesse.

Cette géométrie a été testée expérimentalement sur plusieurs essais à vitesse initiale variable (voir Fig. 3- 19) correspondant au projectile avant et après impact).

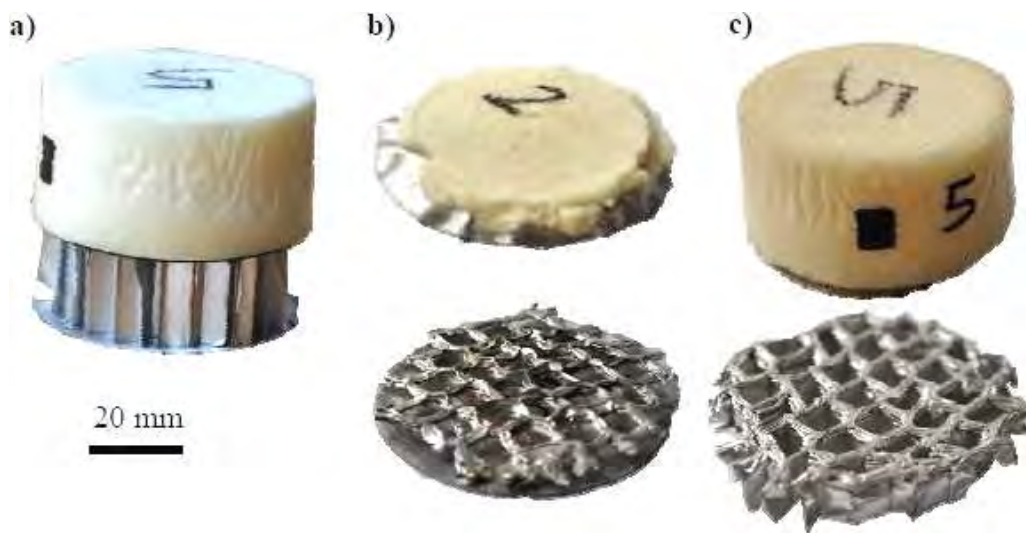


Fig. 3- 19: a) Projectile avant impact ; b) Projectile après impact à 150 m/s ; c) Projectile après impact à 96.5 m/s

Les projectiles après impact sont donnés en Fig. 3- 19, et l'évolution de la vitesse du projectile en Fig. 3- 21. A la fin de l'impact, le projectile a une vitesse de rebond de l'ordre de 15 m/s. On peut remarquer en Fig. 3- 19 que les éléments constitutifs du projectile se sont décollés. Ceci est dû au fait qu'une très mince couche de résine a été utilisée en tant que colle afin de ne pas ajouter de masse significative. Or, les images d'impact montrent que ces décollements apparaissent pendant la phase de rebond du projectile, ce qui n'influence donc pas la compression du nid d'abeille. Les résultats d'essai ont montré que pour une vitesse initiale de 150 m/s, le nid d'abeille et la mousse ont été totalement densifiés (Fig. 3- 19b). Par contre, pour une vitesse d'impact de 96.5 m/s, le nid d'abeille est écrasé de la moitié de sa hauteur sans densification de la mousse (Fig. 3- 19c).

Un modèle numérique de compression dynamique a été implémenté afin de représenter l'essai expérimental. On considère que la mousse a un comportement élastique parfait, ce qui est confirmé par les observations avant et après impact (pas de diminution de la longueur initiale pour l'impact à 96.5 m/s). Le modèle géométrique est présenté en Fig. 3- 20. La même vitesse initiale que celle de l'essai est imposée à l'ensemble du projectile. Le collage entre les différentes composantes du projectile est considéré comme parfait. Le projectile impacte une surface rigide encastrée. Le modèle se limite au quart du projectile réel et des conditions de symétries sont imposées sur les bords.

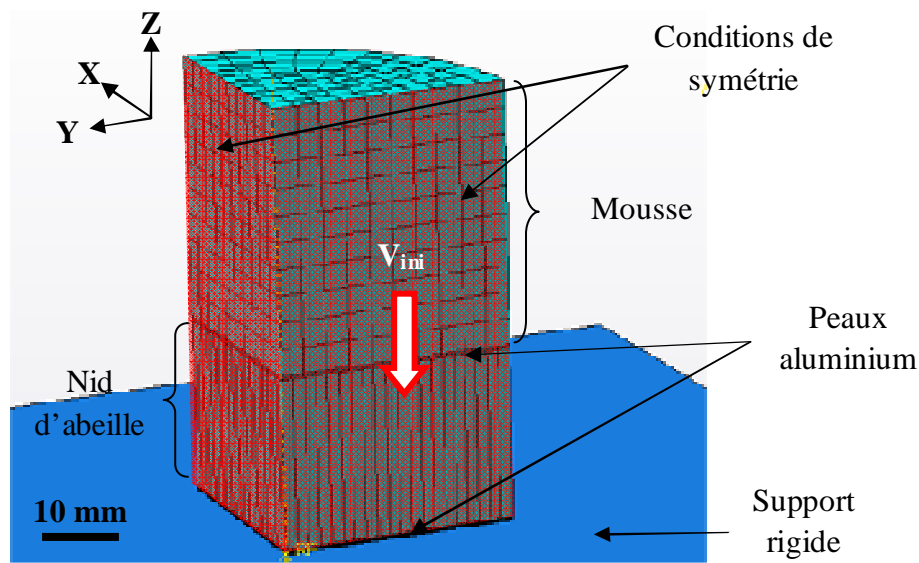


Fig. 3- 20: Modèle de compression dynamique : géométrie et conditions limites

Les conditions limites identiques à celles de l'essai expérimental où le nid d'abeille a été écrasé de moitié : même masse et vitesse initiale du projectile. L'évolution des vitesses numérique et expérimentale, ainsi qu'une vue de la déformée obtenue est fournie en Fig. 3- 21.

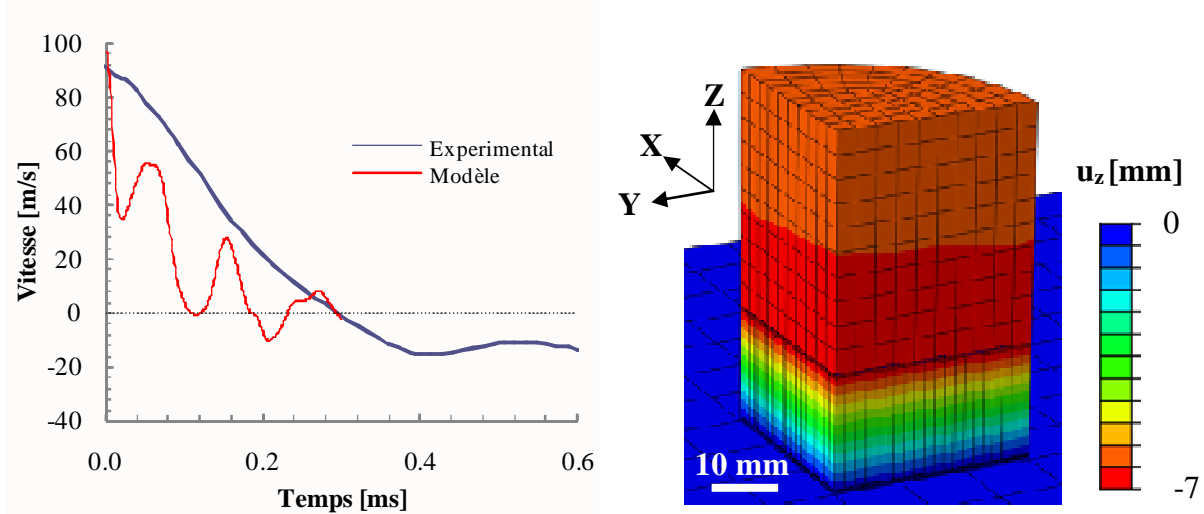


Fig. 3- 21: Evolution de la vitesse numérique et expérimentale du projectile ; déplacement u_z dans l'épaisseur après impact sur modèle numérique

Le modèle numérique prédit un écrasement du nid d'abeille de 7 mm au lieu des 10 mm obtenus expérimentalement. On peut constater que la vitesse du projectile dans le modèle évolue par paliers, contrairement à la courbe expérimentale qui décroît de manière régulière. Ce phénomène est dû à l'aller-retour d'ondes qui engendrent des micro-rebonds du projectile dans la simulation numérique, d'où le comportement haché des courbes à cause de la perte de contact entre le projectile et la surface rigide. L'augmentation de la viscosité numérique du modèle permet de régler ce problème de contact, mais engendre des erreurs significatives dans l'évaluation des énergies absorbées.

Dans la réalité, la mousse joue très probablement un rôle d'amortisseur à la propagation de ces ondes, ce qui n'est pas représenté par le modèle actuel. Ainsi, des pistes d'amélioration du modèle sont encore en cours. Cependant, on peut conclure que l'ordre de grandeur des contraintes plateau en dynamique peut être validé sur la comparaison des résultats numériques et expérimentaux. Ainsi les prédictions du modèle mésoscopiques seront utilisées dans le modèle d'impact à suivre.

2.3.4 Conclusion

On a vu dans la section précédente que la non prise en compte des effets dynamiques dans le nid d'abeille pouvait engendrer des différences notables entre les prédictions du modèle et les résultats expérimentaux.

Ainsi, afin de mieux comprendre le phénomène et de le quantifier, un modèle numérique de compression du nid d'abeille a été développé à l'échelle d'une cellule unitaire. Plusieurs vitesses de compression ont été étudiées : 1.2, 12, 60 et 120 m/s. On a pu constater que l'augmentation de la vitesse de compression engendre une hausse significative des contraintes pic et plateau, et ce, pour les deux nids d'abeille considérés. La quantité d'énergie volumique dissipée varie d'un facteur 3 entre 1.2 et 120 m/s, et ce, pour les deux nids d'abeille étudiés.

Le modèle mésoscopique fournit deux explications possibles à l'augmentation des contraintes. D'une part, le matériau constitutif du nid d'abeille (aluminium 3003) est sensible à la vitesse de sollicitation. D'autre part, une onde plastique se propage dès le début du test, ce qui augmente la contrainte d'écrouissage dans le matériau, et ainsi les efforts de flambement. Pour finir, les modes de flambement sont modifiés quand la vitesse de compression augmente et on peut observer une périodicité spatiale des plis plus faible qu'en quasi-statique.

Pour finir, des essais expérimentaux de compression dynamique ont été effectués afin de valider l'ordre de grandeur de la hausse des contraintes. Pour ce faire, une structure sandwich a été intégrée dans un projectile, lancé à 120 m/s contre une paroi rigide. La simulation numérique développée sur cet essai prédit globalement la bonne déformée, même si des améliorations restent à faire sur ce modèle.

2.4 Description et validation du modèle numérique macroscopique

Dans la section précédente, des effets dynamiques dans le nid d'abeille ont été étudiés et un modèle d'écrasement sur une cellule de nid d'abeille a été validé par des essais expérimentaux. On s'intéresse ici à la prise en compte de la loi de compression de la cellule (dépendante de la vitesse) dans le modèle d'impact macroscopique. Les premiers résultats obtenus seront analysés sur les deux configurations choisies pour la calibration, à savoir $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$.

2.4.1 Passage du modèle mésoscopique au modèle macroscopique

On s'intéresse désormais à l'implantation de la loi mésoscopique dans le modèle macroscopique d'impact. Le passage du modèle mésoscopique au modèle macroscopique s'effectue en deux temps. Dans un premier temps, on calcule une vitesse de compression équivalente à partir des valeurs de déformation et de la vitesse de déformation hors plan du nid d'abeille (déformations de Green-Lagrange). Cette vitesse, notée v_i se définit de la manière suivante :

$$v_i = e^{\varepsilon_z} \times \dot{\varepsilon}_z \times h_0 \quad (6)$$








La déformation du nid d'abeille et la vitesse de déformation dans l'épaisseur sont notées respectivement ε_z et $\dot{\varepsilon}_z$. On considère le nid d'abeille en tant que structure globale dans le modèle macroscopique. Ainsi, il est représenté par un seul élément dans l'épaisseur, ce qui implique que la hauteur h_0 définie dans (6) corresponde à la hauteur initiale du nid d'abeille. Ce choix se justifie en compression dynamique, car la propagation d'une onde plastique dès le début de l'impact tend à homogénéiser le comportement dans l'épaisseur du nid d'abeille (comme vu en Fig. 3- 17). D'autre part, il se justifie également au vu des déformées en cisaillement transverse, qui se caractérise par des bandes orientées à 45° sur toute la hauteur du nid d'abeille (cf. photos de déformées en Fig. 3- 6).

Dans un second temps, la valeur de la vitesse moyenne de compression v_i est filtrée afin d'éviter les instabilités dues à d'éventuels pics de vitesse (fréquence de lissage égale à l'inverse de la période de référence choisie à 10^{-5} s). On la réinjecte dans l'expression des paramètres σ_0^* , C_1^* , et α_1^* , ce qui permet de connaître le comportement en compression du nid d'abeille à la vitesse étudiée.

La géométrie et les conditions limites choisies pour le modèle d'impact sont identiques à celles du modèle simplifié décrit en section 2.1.2.

2.4.2 Synthèse des résultats numériques obtenus

Les résultats d'impact expérimentaux et numériques obtenus sur les sandwichs tout aluminium les et cas de références de peaux seules sont donnés dans le Tab. 3- 7. Pour certains cas, plusieurs simulations numériques ont été réalisées sur la même configuration, en faisant varier la vitesse initiale. L'analyse des résultats est donnée dans les paragraphes suivants.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	$R_{av}/$ R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
$[A_{2+2}]_{200}$ Modèle		126.6	1018	-9.3 -12.7	1011/99.3% 1008/99.7%	N/N N/N	0.92	41.1 32.9	31.6 31.4
$[A_2AH_{10}A_2]_{200}$ Modèle		120	914	NC -12.9	NC 904/98.8%	N/N N/N	NC 0.92	NC 36.9	24.7 22.1
$[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ Modèle		122.5 122.5 120	953 953 914	-6.3 -10.3 -7.8	949/99.5% 946/99.3% 911/99.6%	O/N O/O O/N	0.79 1.3 1.0	48.5 50.1 43.1	24.2 / 18.2
$[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ Modèle		125.3 125.3 127 130	996 996 1024 1073	24.0 -6.9* 2.8* 21.0	955/95.9% 701/70.4% 1023/100% 1045/97%	O/O O/O O/O O/O	0.89 1.5* 0.65* 1.4	/ 55 / /	/ / / /
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ Modèle		122.6	954	-21.5 -24.4	925/96.9% 916/96.0%	N/O N/O	0.76	37.0 33.2	30.6 30.3
$[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ Modèle		114.9	839	62.6 9.4*	590/70.3% 833/99.3%	O/O O/O	0.59 0.8*	/ /	/ /
$[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ Modèle		117.9	883	62.2 59.6	638/72.2% 657/74.4%	O/O O/O	0.59 0.47	/ /	14.2 13.7

* Retour élastique non achevé à la fin de la simulation

Tab. 3- 7 : Résultats des essais d'impact expérimentaux et numériques sur sandwichs aluminium

2.4.3 Comparaison des résultats sur les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$

De la même manière que pour le modèle simplifié, on évalue la prédiction du modèle numérique mésoscopique / macroscopique sur les cas expérimentaux $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$.

Le modèle numérique prédit qu'à 122.5 et 125.3 m/s, les deux peaux sont totalement perforées mais que la bille rebondit à la fin de l'essai et ne traverse pas le sandwich (vitesse résiduelle négative). On peut noter que cet écart des vitesses expérimentales est inférieur aux précisions expérimentales évaluées à ± 5 m/s dans le chapitre II, section 1.2.

Une étude de robustesse du modèle montre qu'à 120 m/s, la peau avant du cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ est perforée mais pas la peau arrière. Ainsi, avec une diminution de 2.5 m/s (soit -2% de vitesse initiale) correspondant à une perte d'énergie cinétique de 40 J (soit -4% de l'énergie initiale), les prédictions du modèle numérique sont conformes à l'expérience. De même, la structure est totalement perforée à 130 m/s avec une approximation acceptable de la vitesse résiduelle. Ainsi, une augmentation de 3.7% de vitesse, correspondant à un ajout de 76 J d'impact (soit +7.6% d'énergie cinétique) permet d'obtenir des prédictions de rupture conformes aux observations. On note que pour la vitesse intermédiaire de 127 m/s, la rupture totale du sandwich est déjà prédite par le modèle mais l'erreur au niveau de la vitesse résiduelle est importante.

La Fig. 3- 22 compare la rupture et les profils résiduels expérimentaux et numériques à la fin de l'impact dans chacun des cas testés. Tout comme au chapitre II, on peut voir que l'endommagement des peaux prend la forme d'une couronne de rupture dont le centre se détache du reste de la plaque. On observe également la formation de pétales (en moyenne 3 pétales sur la face arrière pour les échantillons de 300 mm de côté, comme vu en Fig. 3- 8b). Cependant, de par la modélisation choisie (quart d'une structure réelle), ni le nombre de pétales ni le détachement partiel de la peau ne peuvent être reproduits par modèle. La rupture s'initie à l'arrière de la plaque avant, puis à l'arrière de la peau arrière. Les éléments du nid d'abeille situés sous le projectile sont supprimés sur un rayon d'environ 30 mm, et ce pour toutes les vitesses testées.

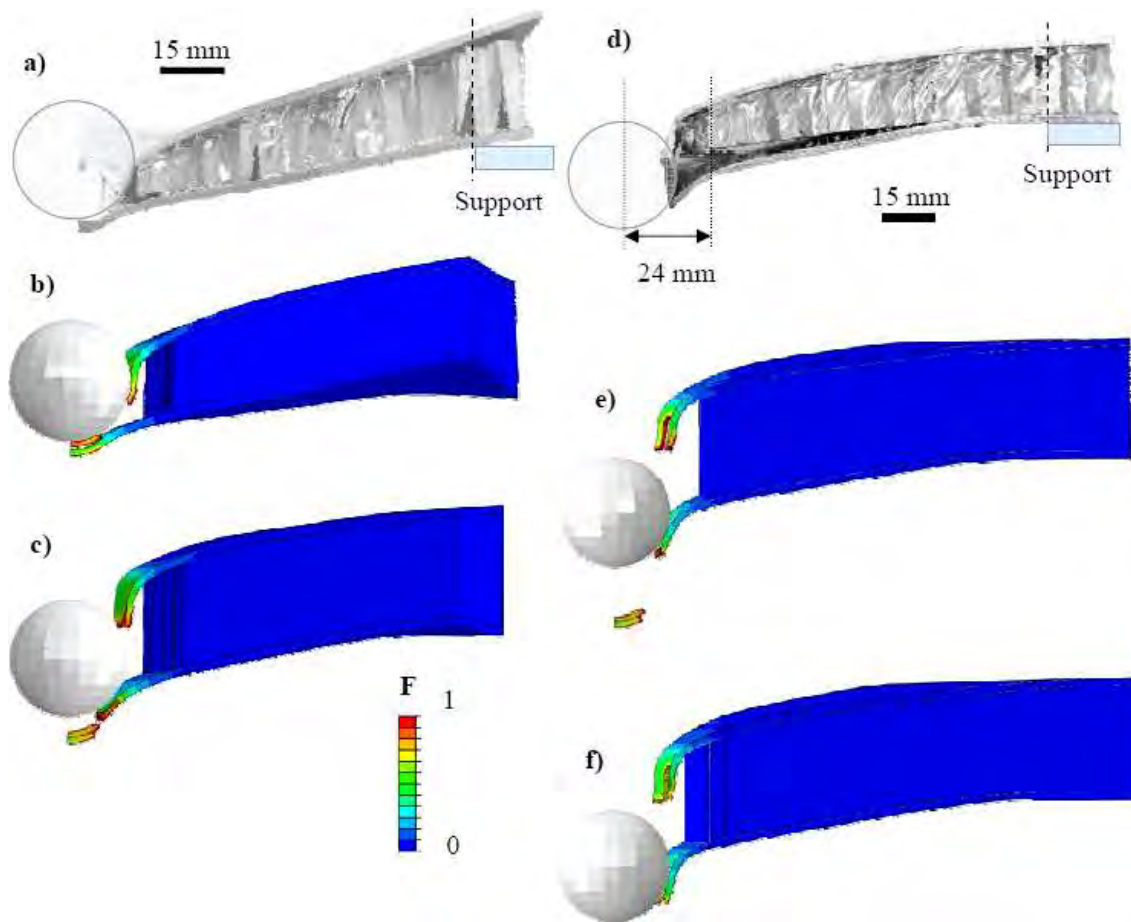


Fig. 3- 22: Cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$: a) Profil expérimental ; Modèle après 1.5 ms : b) $V_{ini}=120$ m/s ; c) $V_{ini}=122.5$ m/s ; Cas $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$: d) Profil expérimental ($V_{ini} = 125.3$ m/s); Modèle après 1.5 ms (fin de l'impact) : e) $V_{ini}=125.3$ m/s ; f) $V_{ini}=127$ m/s

On peut remarquer des profils numériques que l'épaisseur finale du nid d'abeille est supérieure à l'épaisseur initiale de 20 mm. Cette expansion est un effet artificiel provoqué par la définition du critère de rupture en traction. En effet, la valeur unité signifiant la « suppression » de l'élément lorsque la contrainte seuil en traction est dépassée sur plusieurs incréments consécutifs.

Dans ce cas, on annule la contrainte dans la direction hors plan de l'élément. Ainsi, on observe une expansion artificielle des éléments du nid d'abeille, qui témoignent du décollement entre les peaux et le cœur mais qui fausse les profils de déformée (comme signalé en Fig. 3- 25). L'ensemble des modèles basés sur la configuration $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$ prédit un décollement entre les peaux et le nid d'abeille sur toute la surface de l'échantillon. Dans la réalité, ces zones atteignent entre 60 et 85 mm de rayon mais le collage est maintenu à partir de la condition d'appui. Le critère numérique associé au décollement donne des résultats plutôt approximatifs par rapport à la réalité sur les plaques de 200 mm de côté. Cependant, cela peut être attribué aux effets de bords caractéristiques de ces éprouvettes car on verra par la suite qu'il donne de bonnes prédictions dans le cas de plaques de plus grandes dimensions.

L'évolution des vitesses expérimentales et numériques est donnée en Fig. 3- 24 pour les deux cas de référence $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$. L'analyse de ces données est importante pour la compréhension et l'interprétation des résultats expérimentaux. Elle permet notamment d'identifier l'origine des points d'inflexion visibles sur les courbes d'évolution des vitesses expérimentales (problématique évoquée en section 1.2.4).

On note une corrélation acceptable entre la courbe expérimentale $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ (122.5 m/s) et la courbe numérique à 120 m/s. On peut cependant noter une surestimation du freinage par le modèle sur la première partie de l'impact (indentation locale). La corrélation expérimentale numérique est très bonne entre la configuration $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ et le modèle numérique à 130 m/s. Enfin on peut noter que les courbes numériques à 125.3 et 127 m/s sont quasiment confondues.

La rupture de la peau avant s'initie après 0.22 ms d'impact pour toutes les vitesses supérieures ou égales à 122.5 m/s. Elle apparaît plus tardivement, à partir de 0.28 ms pour le cas à 120 m/s.

En section 1.2.2, on avait constaté une divergence des courbes expérimentales des cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$, après 0.36 ms d'impact (Fig. 3- 5). Cet écart pouvait être attribué à une rupture plus précoce de la peau avant dans le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ par rapport à l'essai $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$. Si on considère les courbes numériques à 120 et 130 m/s (cas les plus proches des courbes expérimentales), le début de rupture de la peau avant apparaît après 0.28 ms à 120 m/s, et après 0.2 ms à 130 m/s. On observe bien un décalage dans l'initiation de la rupture sur ces deux cas. D'autre part, les ruptures numériques apparaissent un peu avant la divergence des courbes expérimentales. On peut en partie expliquer ce décalage par le temps nécessaire à la propagation de la fissure et à l'ouverture de la peau.

On peut voir sur la Fig. 3- 26 que la quantité d'énergie dissipée par la peau avant est supérieure pour le cas à 120 m/s que pour les autres cas. Cela peut être attribué à l'apparition plus tardive de la rupture de la peau avant, ce qui lui permet de se déformer plus et ainsi de dissiper plus d'énergie.

Le modèle à 120 m/s prédit que l'initiation, la propagation de rupture, la formation de pétales et leur ouverture devant le projectile se produit entre 0.2 ms et 0.45 ms. De plus, le modèle montre que l'effet structure (mise en mouvement et flexion globales) apparaît après 0.225 ms environ.

Ainsi, la divergence des courbes expérimentales pourrait concorder avec l'apparition de l'effet structure dans le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$. Cet effet est visible dans le modèle malgré le début de rupture de la peau avant car la fissure est peu propagée et l'intégrité de la structure encore conservée (Fig. 3- 23a). Dans le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$, la peau avant est perforée plus tôt (à partir de 0.2 ms) et la fissure a le temps de se propager suffisamment et de découpler les deux peaux et empêcher l'effet de structure (Fig. 3- 23b).

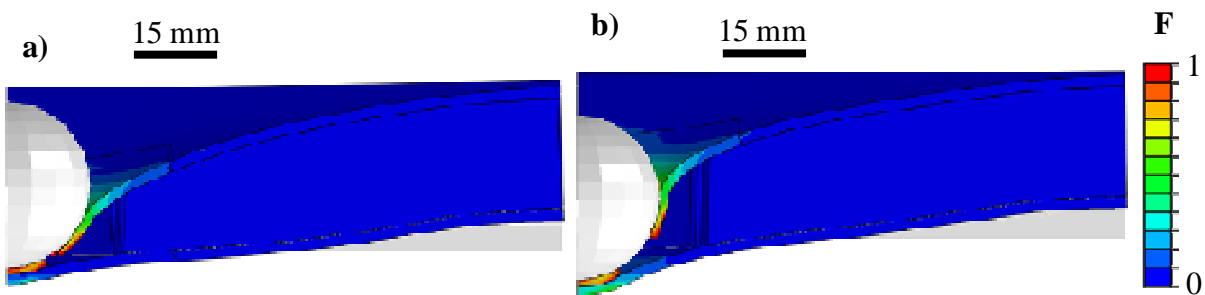


Fig. 3- 23: Déformées prédites par le modèle numérique après 0.375 ms d'impact à : a) 120 m/s ; b) 127 m/s

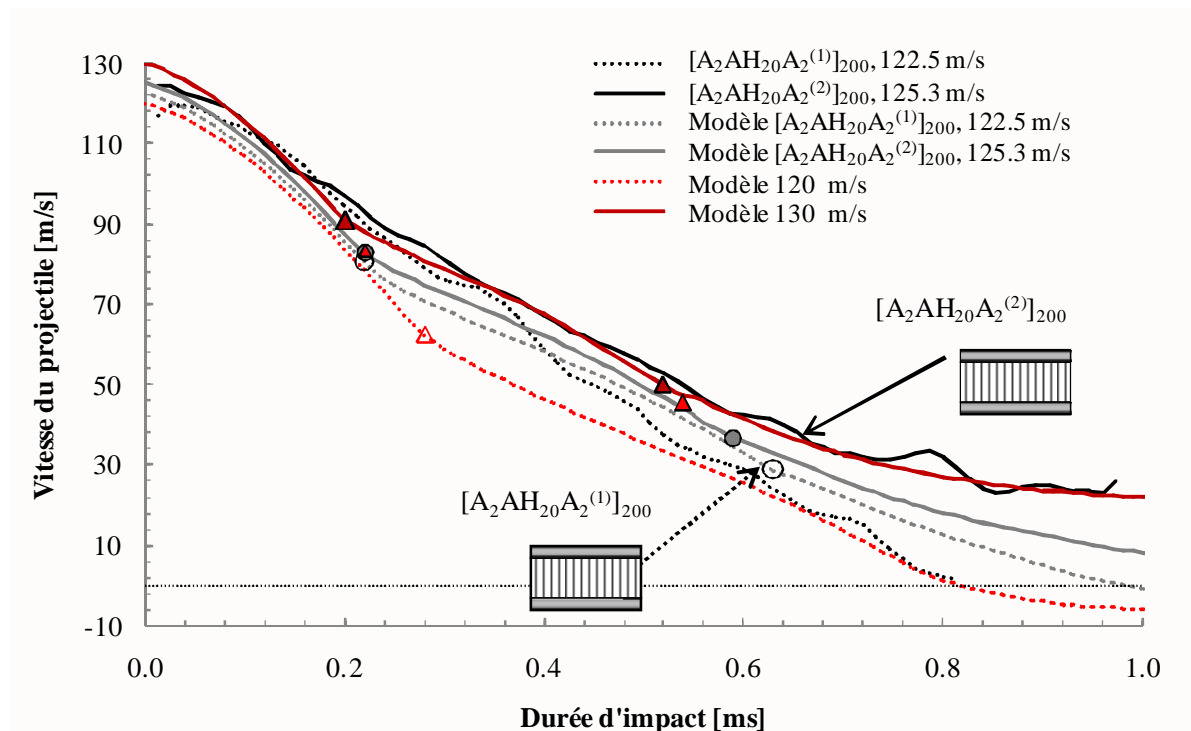


Fig. 3- 24: Evolution des vitesses pour les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ et modèles numériques associés

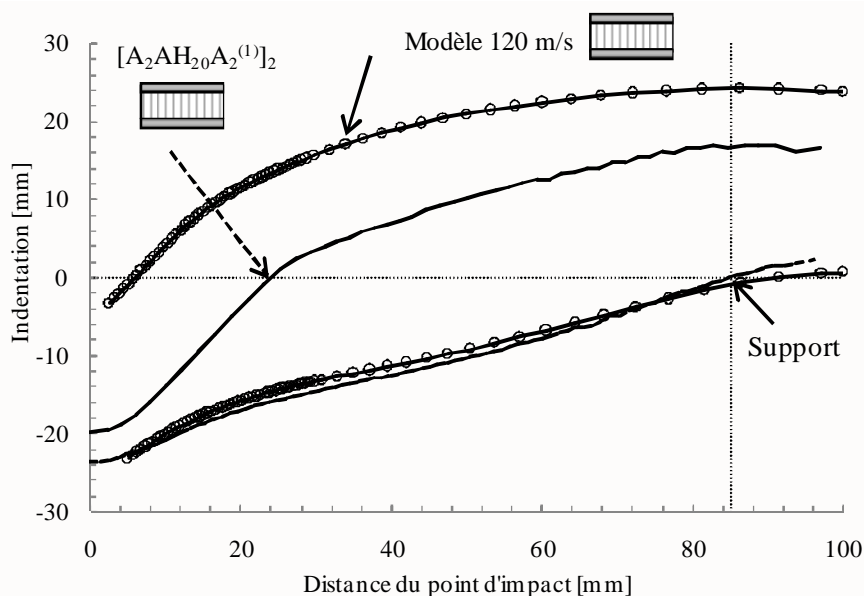


Fig. 3- 25: Profils résiduels expérimental $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et numérique à 120 m/s

Les profils des cas non perforés (numérique à 120 m/s et expérimental à 122.5 m/s) sont quasiment confondus au niveau de la peau arrière. En ce qui concerne la peau avant, la forme du profil est proche mais on observe un décalage vertical significatif sur la courbe du modèle. Ce décalage est attribué à la rupture numérique en traction et à l'expansion artificielle des éléments.

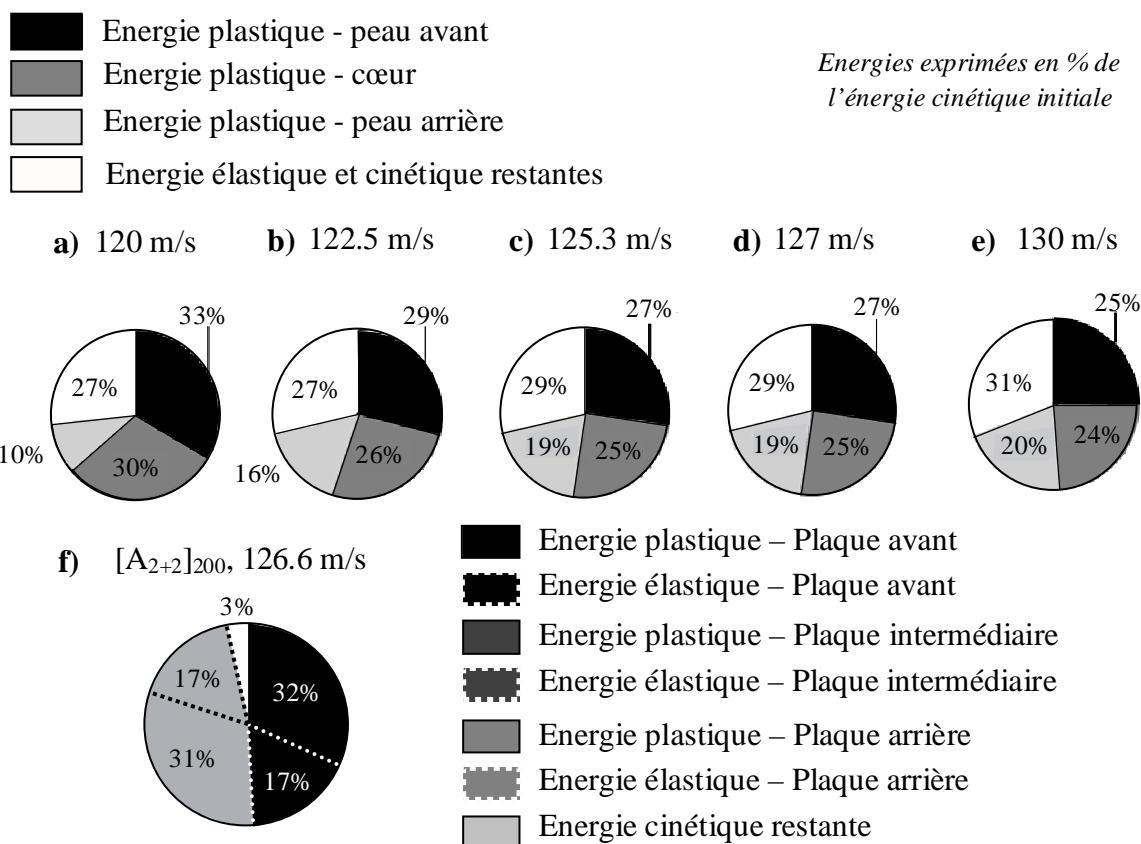


Fig. 3- 26: a-e) Répartition des énergies des modèles numériques basés sur les exemples expérimentaux $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$; f) Cas de référence de peaux seules associé $[A_{2+2}]_{200}$

L'analyse des modèles numériques permet de connaître la répartition des énergies absorbées dans les différentes parties du sandwich. L'objectif à terme est de mieux comprendre l'utilité de chaque constituant afin de mieux optimiser l'ensemble de la structure. Pour les cas de rupture, on néglige le taux de restitution d'énergie, ainsi que l'énergie de rupture (indépendante de la zone plastique environnante).

On peut tout d'abord remarquer que l'énergie élastique et cinétique restante dans la structure est conséquente (de 27 à 29% de l'énergie cinétique initiale). Cela est dû au fait que le calcul a été arrêté avant le retour élastique de la structure pour des raisons de temps de calcul (ce qui ne change pas l'analyse sur les énergies dissipées). On se focalise sur la répartition des énergies dissipées en plasticité (Fig. 3- 26). Pour chaque vitesse, la peau avant de 2 mm d'épais absorbe environ le tiers de l'énergie cinétique initiale. Dans les cas perforés, la peau arrière absorbe entre 16% (formation de la couronne de rupture sans ouverture des pétales) et 19% (passage du projectile). Le cœur absorbe entre 25 et 30% de l'énergie selon que la rupture soit partielle ou totale.

On peut comparer cette répartition à celle des plaques seules de référence $[A_{2+2}]_{200}$ (Fig. 3- 26f). Chaque plaque de 2 mm d'épais absorbe la même quantité d'énergie plastique, soit environ 360 J chacune (30% de l'énergie cinétique initiale). Les 40% restants correspondent à l'énergie élastique (dans les plaques ou restituée au projectile sous la forme d'énergie cinétique de rebond). Ainsi, ces résultats semblent indiquer une nouvelle répartition de l'énergie. La peau avant absorbe une quantité d'énergie proche pour les deux structures. Dans le sandwich, l'énergie plastique restante est répartie entre le cœur et la peau arrière. La peau arrière est perforée à moindre énergie car les déformations sont plus localisées, contrairement au cas de plaques seules.

2.4.4 Conclusions

On peut constater que le modèle numérique fournit des prédictions de rupture relativement proches des observations expérimentales. Le modèle prédit correctement l'initiation et la localisation de rupture des peaux à $\pm 5\%$ de précision en vitesse et énergie cinétique initiale. La comparaison des vitesses et des profils résiduels fournit également de bons résultats. Cela permet de valider le modèle numérique mésoscopique / macroscopique pour la suite de l'étude.

2.5 Confrontation des résultats expérimentaux et numériques et discussion

Les modèles numériques suivants ont été implémentés et testés sur la base des essais expérimentaux : $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$, $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$. Les géométries, conditions limites et vitesses initiales expérimentales sont reproduites par modèle.

Sur les trois cas évoqués, le modèle numérique a prédit correctement la perforation ou la résistance des structures. On rappelle que le cas $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$ n'a montré aucune rupture des peaux et que les deux structures de grandes dimensions $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ ont été totalement perforées.

La cartographie du critère de rupture des peaux est donnée en Fig. 3- 28 pour ces trois cas, après 0.8 ms et 1.5 ms d'impact. Les courbes de vitesse numériques et expérimentales, ainsi que les profils résiduels sont donnés en Fig. 3- 27. et Fig. 3- 29.

On peut observer une bonne corrélation numérique et expérimentale des vitesses et profils résiduels sur le cas $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$. Les vitesses résiduelles expérimentales et théoriques sont proches : respectivement 62.2 et 59.6 m/s soit un écart de 4%. L'évolution de la vitesse présente deux points d'inflexion correspondant à la rupture successive de la peau avant et arrière (Fig. 3- 27). Les profils résiduels sont également proches avant la zone de rupture. La diminution quasi-linéaire près du point d'impact sur le profil expérimental représente le profil d'un pétale. Numériquement, les éléments sont soit supprimés soit détachés du reste de la plaque à cause des conditions de symétries.

L'évolution de la vitesse du projectile n'a pas pu être mesurée sur le cas $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$. Cependant la comparaison des profils résiduels montre une bonne corrélation, malgré une légère sous-estimation de l'indentation locale par le modèle par rapport au profil expérimental.

On peut voir que l'évolution des vitesses expérimentales et numériques est significativement différente pour la configuration $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$. Le modèle prédit bien la perforation totale de la structure, mais tend à surestimer le freinage du projectile. Les deux points d'inflexion visibles sur la courbe numérique représentent les instants de rupture des deux peaux. On peut noter que la rupture de la peau avant apparaît plus tardivement sur le modèle numérique que dans l'essai (divergence des courbes après environ 0.2 ms). Cette divergence peut être attribuée à une modélisation trop approximative du nid d'abeille A, par exemple à une sous-évaluation des contraintes plateau numériques. Il serait nécessaire d'effectuer des essais de compression quasi-statiques et dynamiques du nid d'abeille A afin de vérifier ce point.

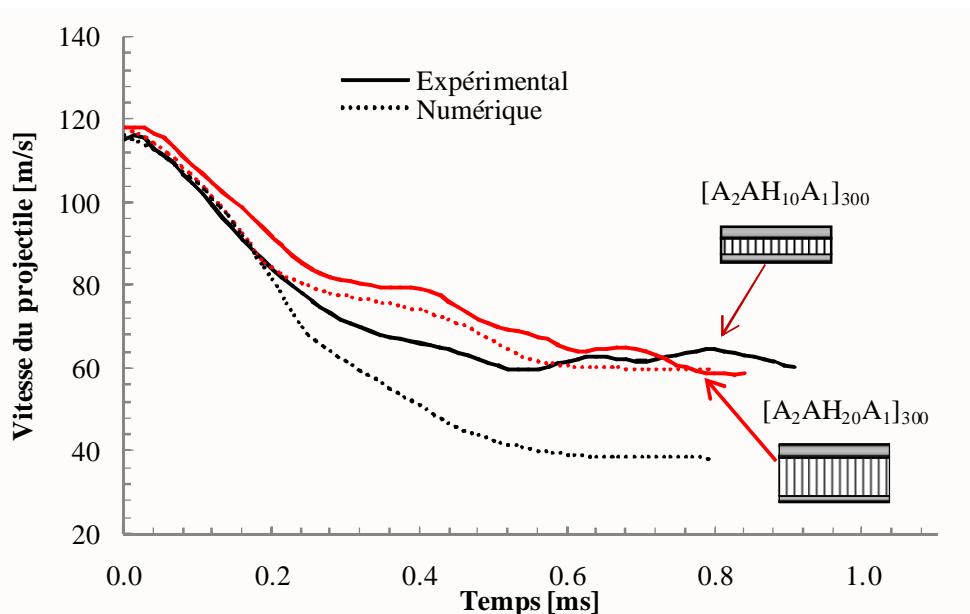


Fig. 3- 27: Evolution des vitesses numériques et expérimentales des cas $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$, $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$

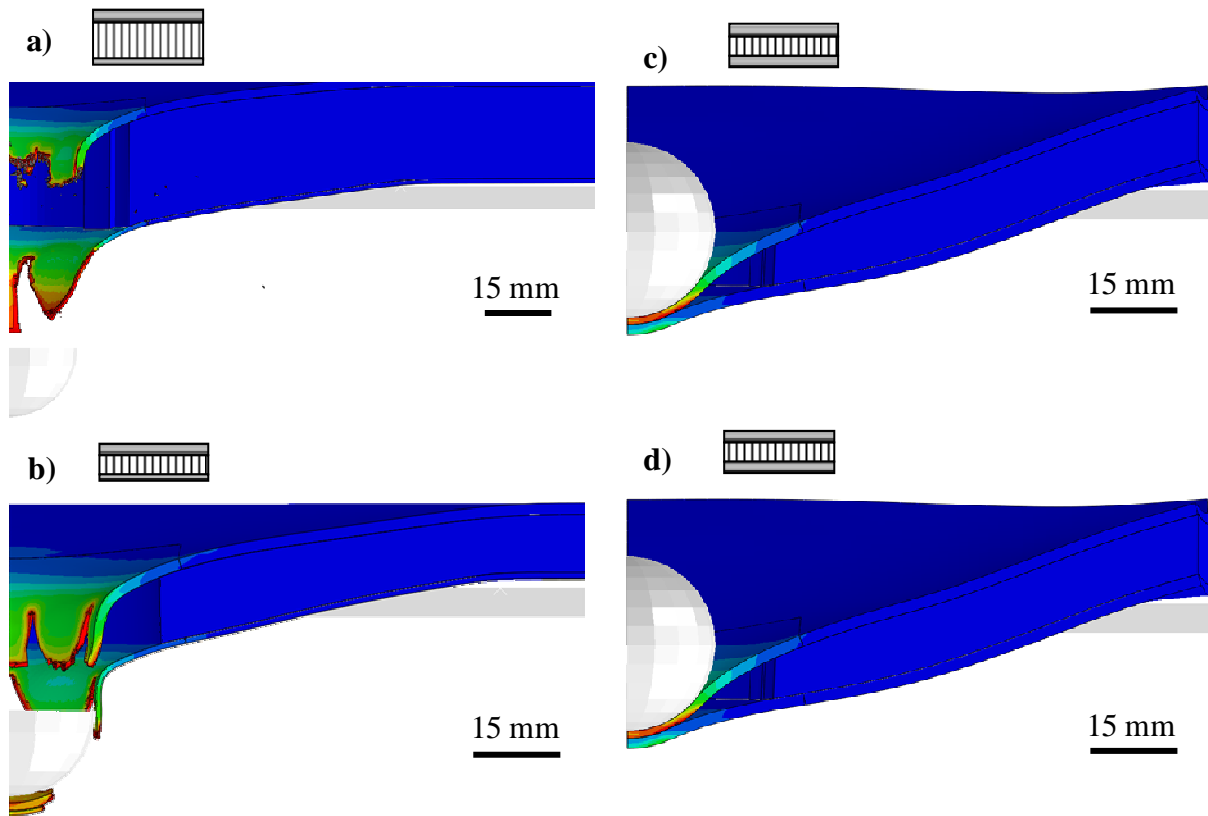


Fig. 3- 28: Cartographie du critère de rupture dans les peaux après 0.8ms d'impact ; cas : a) $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$; b) $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$; Cas $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$ après : c) 0.8 ms ; d) 1.5 ms

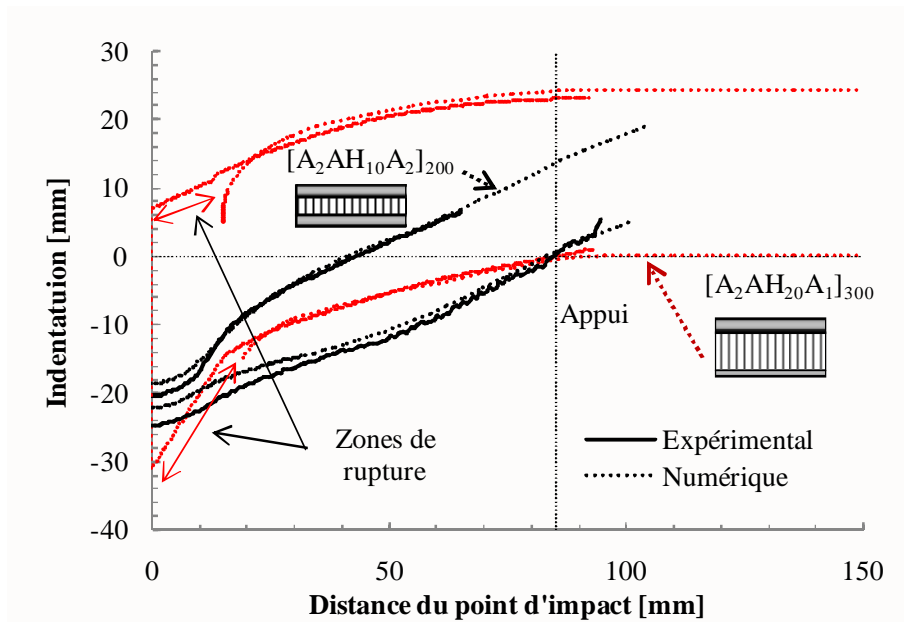


Fig. 3- 29: Profils résiduels numériques et expérimentaux des cas $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$

3. PISTES DE CHOIX DE STRUCTURES SANDWICHES ALUMINIUM

On a vu dans la section précédente qu'une méthode a été mise au point afin de représenter le comportement dynamique du nid d'abeille à l'impact. Malgré des points qui restent encore à améliorer (prise en compte cisaillement notamment), le comportement du nid d'abeille conduit à une bonne prédiction du modèle numérique d'impact par rapport aux essais. Dans la poursuite de cette démarche exploratoire, une première approche purement numérique est proposée ici afin de dégager plusieurs pistes d'amélioration des structures.

On s'intéressera en particulier à l'influence de trois paramètres :

- ◆ Taille de la cellule du nid d'abeille
- ◆ Epaisseur de la peau arrière
- ◆ Dimension d'éprouvette

L'influence de la taille de la cellule de nid d'abeille semble une piste d'amélioration prometteuse, d'après les résultats de l'étude mésoscopique.

D'autre part, l'étude d'influence de l'épaisseur et de la dimension d'éprouvette fait suite aux conclusions non abouties de l'étude expérimentale sur l'effet décorrélié de ces deux paramètres. On note également que la dimension d'éprouvette n'est pas un paramètre en soi, mais plutôt une contrainte imposée par la structure réelle. Cependant, l'étude de plusieurs dimensions d'éprouvettes peut par la suite permettre de découper la structure en morceaux selon les différentes zones identifiées (adaptation du maillage, gain de temps de calcul, etc.).

3.1 Influence de la taille de cellule du nid d'abeille

D'après les essais expérimentaux et numériques, un nid d'abeille de faible épaisseur semble donner de meilleurs résultats, réduisant l'effet de découplage des peaux. Le cas extrême consiste à considérer une configuration sans cœur, ce qui revient à étudier les peaux seules collées (voir les résultats du chapitre II) ou espacées de la hauteur du nid d'abeille. Plusieurs études de la littérature précisent que la résistance de peaux espacées est inférieure à celle de peaux collées à configuration équivalente [MARROM, 1979], [RADIN, 1988].

La taille de cellule est un paramètre qui conditionne le comportement en compression et en cisaillement du nid d'abeille. Dans le sandwich, le cœur doit être suffisamment résistant en cisaillement hors plan pour faire travailler simultanément les deux peaux, mais pas trop pour ne pas les isoler complètement. Quant aux propriétés de compression, on a vu qu'un nid d'abeille sollicité en compression dynamique voit sa résistance à la compression augmenter. Or, cet effet est pénalisant pour la résistance à la rupture des structures sandwichs.

Ainsi, il semble intéressant de tester numériquement une structure de nid d'abeille de 10 mm d'épaisseur ayant la géométrie du nid d'abeille B (soit une taille de cellule plus grande, cf. Tab. 3- 1, et une masse volumique de 114 kg/m^3). Cette structure présenterait ainsi les avantages des deux nids d'abeille A et B : faible épaisseur, et diminution de la résistance en compression.

On désignera pour la suite cette structure comme étant le nid d'abeille C. Une première étude numérique sur cette structure est proposée ici afin d'évaluer ses performances par rapport à un essai connu. La compression dynamique d'une cellule de nid d'abeille C a été étudiée et les courbes numériques suivantes ont été obtenues :

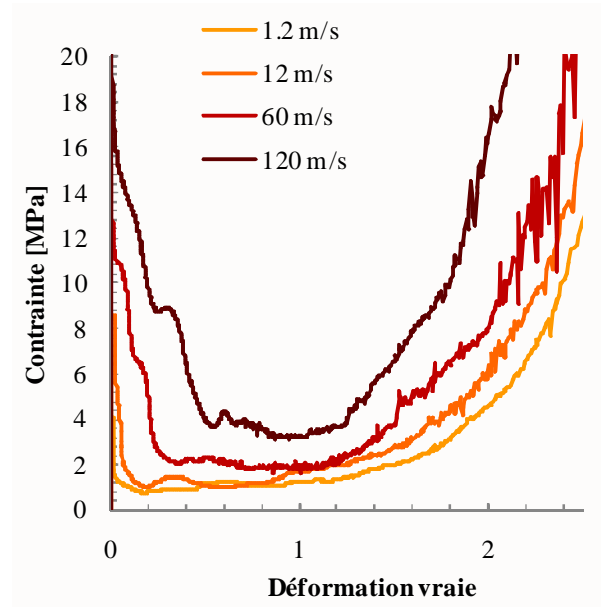


Fig. 3- 30: Courbes de compression numériques en fonction de la vitesse pour le nid d'abeille C

Les valeurs plateau obtenues sont respectivement 1, 1.2, 2 et 3.5 MPa pour 1.2, 12, 60 et 120 m/s. Elles sont intermédiaires à celles obtenues pour le nid d'abeille A et B. Les paramètres de la loi de compression peuvent ainsi être identifiés des courbes numériques.

$$\text{Nid d'abeille C} : \begin{cases} \sigma_0^* = 1.06 \times v_i^{0.0153} + 1 \\ C_1^* = \frac{v_i^{1.199}}{20.03} + 5.5 \\ \alpha_1^* = \frac{1}{0.001 \times v_i + 0.0005} \end{cases} \quad (7)$$

Cette structure a été testée sur la base de l'essai $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$. Les courbes expérimentales et numériques sont fournies en Fig. 3- 31 et la répartition des énergies totales en Fig. 3- 33. On peut également établir la quantité d'énergie volumique dissipée par compression pour ce nid d'abeille et la comparer aux deux structures précédentes (Tab. 3- 8) :

Vitesse de compression [m/s]	1.2	12	60	120
Energie volumique d'écrasement d'une cellule de nid d'abeille [mJ/mm ³]				
Nid d'abeille A	9.7	12.8	20.8	32.9
Nid d'abeille B	7.3	8.1	13.5	22.6
Nid d'abeille C	1.1	2.2	6.0	11.8

Tab. 3- 8 : Energies volumique en fonction de la vitesse dissipée pour les nids d'abeille A, B et C

On note que l'énergie volumique dissipée par la compression du nid d'abeille C est la plus faible. (facteur 0.5 à partir de 60 m/s de vitesse de compression). L'évolution de la vitesse numérique obtenue pour le nid d'abeille A et C, à même vitesse initiale (celle du cas expérimental $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$), est donnée en Fig. 3- 31.

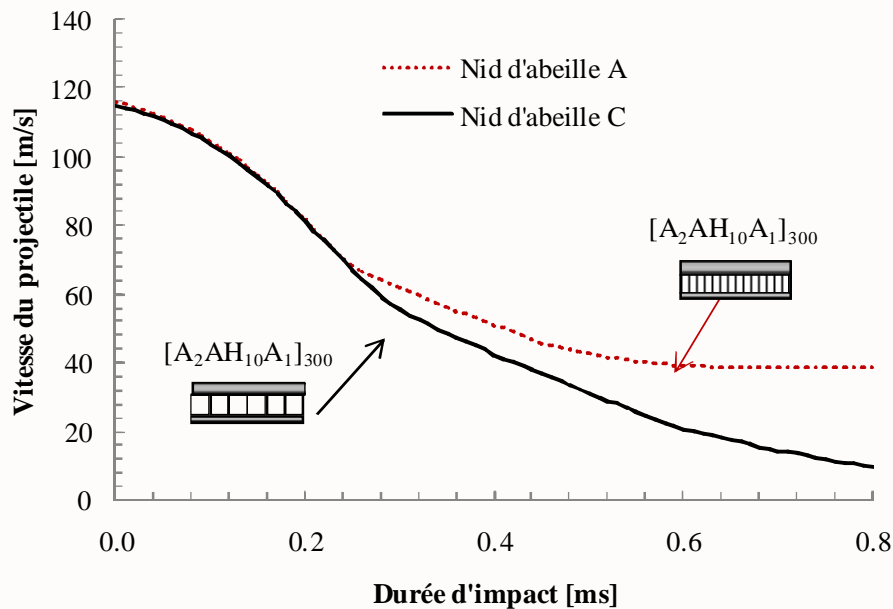


Fig. 3- 31: Evolution de la vitesse du projectile sur le cas $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ avec nid d'abeille A et C

L'évolution des vitesses pour les deux nids d'abeille est confondue en début d'impact. On observe une divergence des courbes après 0.24 ms. La structure avec le nid d'abeille C freine plus le projectile et l'énergie absorbée par la structure augmente.

De manière surprenante, on peut constater que plus l'énergie volumique de compression du nid d'abeille est faible, meilleures sont les performances du sandwich à l'impact et plus la structure absorbe de l'énergie. Cet effet contradictoire trouve son explication dans le couplage entre la peau avant et le cœur. En effet, un nid d'abeille résistant en compression (contrainte pic et contrainte plateau élevées) aura tendance à répartir les efforts d'impact sur une petite surface. Ainsi, les sollicitations en traction et cisaillement des peaux seront plus localisées et donc plus critiques, ce qui accélère leur rupture. Pour finir, si les peaux cassent tôt dans la séquence d'impact, l'effet de structure n'apparaît pas et l'énergie dissipée totale reste faible.

On peut voir de la Fig. 3- 32 que la peau avant commence à se fissurer pour le sandwich avec nid d'abeille A, alors que la rupture apparaît plus tard pour le nid d'abeille C. Cela influence l'effet structure qui est plus prononcé avec nid d'abeille C qu'avec le A. Ainsi, la structure avec de grandes cellules de nid d'abeille est moins critique que celle avec les petites cellules, ce qui confirme le raisonnement évoqué ci-dessus.

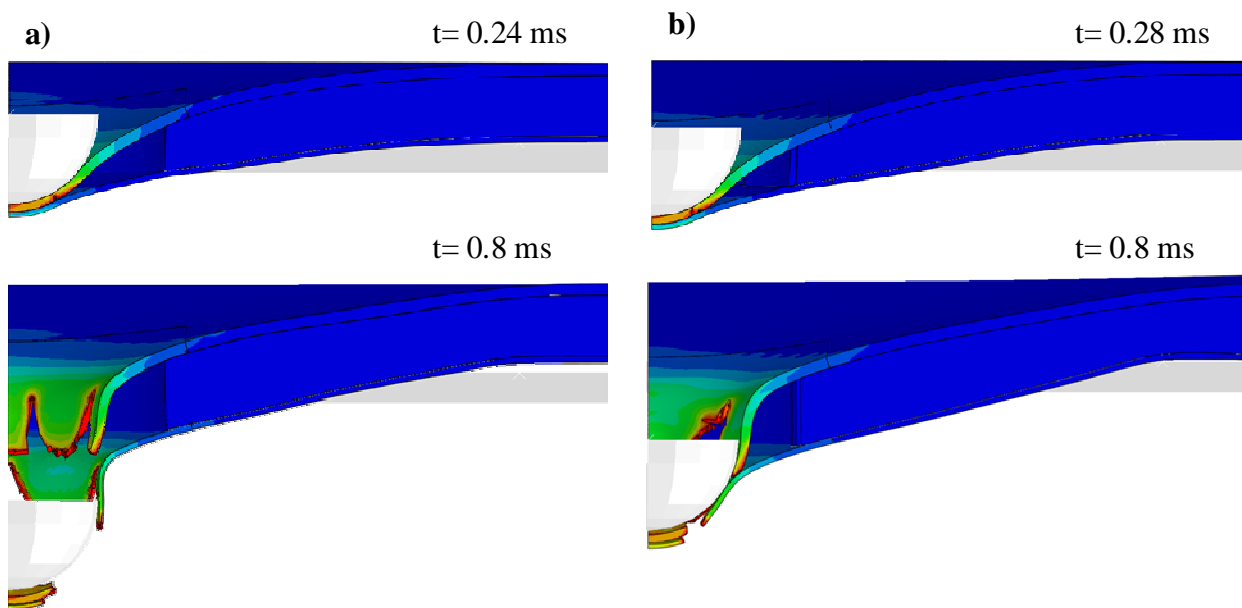


Fig. 3- 32: Cartographie du critère de rupture des peaux : a) Nid d'abeille A ; b) Nid d'abeille C

La Fig. 3- 33 ne montre pas de différences significatives dans la répartition des énergies plastiques. Cependant, les 38% d'énergie élastique pour le nid d'abeille A correspondent à l'énergie cinétique restant au projectile. Les 35% restants dans le cas C représentent l'énergie élastique encore stockée dans la structure puisque le projectile est encore en train de décélérer après 0.8 ms.

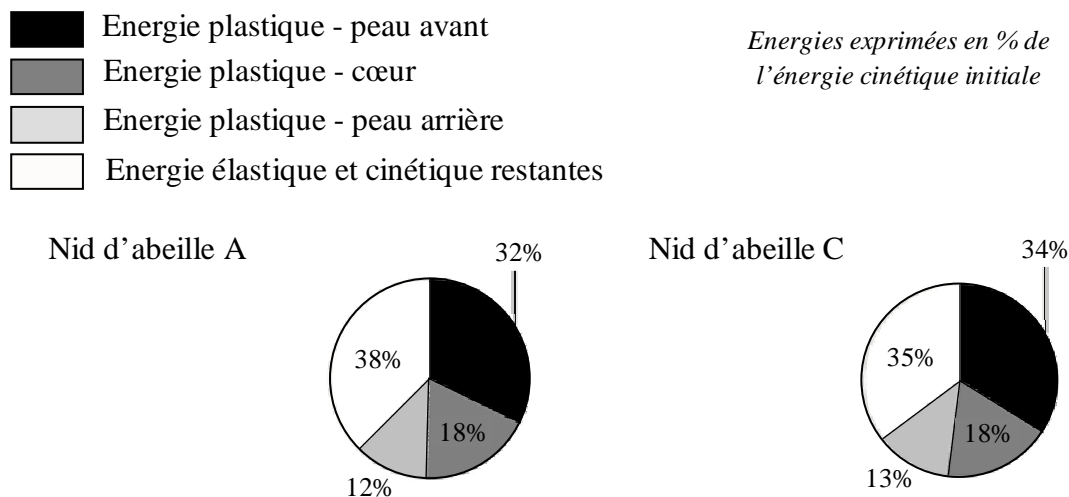


Fig. 3- 33: Répartition des énergies totales dans le nid d'abeille A et C sur l'impact de $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$

En conclusion de cette étude préliminaire, on note que l'emploi du nid d'abeille C (grande taille de cellule et faible épaisseur) a des conséquences positives sur le comportement à l'impact du sandwich : meilleure répartition des efforts et rupture retardée des peaux, donc augmentation de l'énergie absorbée par la structure.

Plusieurs pistes d'investigation peuvent ainsi être identifiées pour la suite de l'étude :

- ◆ Confirmation de ce résultat numérique par essai d'impact
- ◆ Déterminer le meilleur couple [taille de cellule, épaisseur de nid d'abeille] sur un intervalle de recherche plus large.
- ◆ Envisager l'implémentation d'un autre matériau pour les parois du nid d'abeille (aluminium sans effet de vitesse, Nomex, etc.)

3.2 Etude de différentes géométries de sandwich

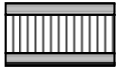
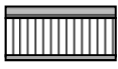
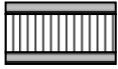
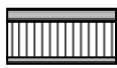
Une étude numérique supplémentaire a été réalisée afin de quantifier l'influence de la taille d'éprouvette (200 ou 300 mm de côté pour reprendre les essais expérimentaux réalisés) et de l'épaisseur de la peau arrière.

On souhaite se placer dans un cas suffisamment critique pour atteindre la perforation des structures. Les résultats précédents indiquent qu'une vitesse initiale de 125 m/s peut convenir. Ainsi, chaque structure est testée pour une même vitesse initiale, ce qui permet de les comparer proprement (pas possible dans le cas expérimental à cause de la dispersion des vitesses d'essai).

Les structures suivantes sont testées par simulation numérique :

- ◆ 1. $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$
- ◆ 2. $[A_2AH_{20}A_1]_{200}$
- ◆ 3. $[A_2AH_{20}A_2]_{300}$
- ◆ 4. $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$

On se focalise sur l'étude du nid d'abeille B, car la modélisation du nid d'abeille A n'est pas encore aboutie (comme vu en section 2.5). Les résultats numériques obtenus sont synthétisés dans le *Tab. 3- 9*.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	$R_{av}/$ R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
$[A_2AH_{20}A_2]_{200}$		125	992	-6.9	989/99.7%	O/O	1.5	/	/
$[A_2AH_{20}A_1]_{200}$				51.0	827/83.4%	O/O	1.0	/	/
$[A_2AH_{20}A_2]_{300}$				39.3	894/90.1%	O/O	0.8	/	/
$[A_2AH_{20}A_1]_{300}$				68.4	695/70.1%	O/O	0.73	/	/

Tab. 3- 9 : Résultats des essais d'impact numériques sur différentes géométries testées à 125 m/s

L'évaluation de la taille d'éprouvette a été effectuée au travers de deux exemples :

- ◆ Nid d'abeille B et deux peaux de 2 mm d'épaisseur : $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2]_{300}$
- ◆ Nid d'abeille B et une peau de 2 mm à l'avant et de 1 mm à l'arrière : $[A_2AH_{20}A_1]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$

Les courbes de vitesse en Fig. 3- 34 sont confondues au début de l'impact pendant l'étape d'indentation locale de la peau avant. Elles commencent à diverger après respectivement 0.21 et 0.2 ms pour une peau arrière de 2 et 1 mm d'épais. On peut observer un point d'inflexion sur chacune des courbes. Ces points correspondent au début de rupture et à l'ouverture de la peau avant.

On note que le changement de pente est moins marqué pour les éprouvettes de 200 mm de côté. Dans le cas où la rupture de la peau avant apparaît tardivement, on observe le début de l'effet structure entre 0.23 et 0.3 ms, par exemple pour les cas $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_1]_{200}$.

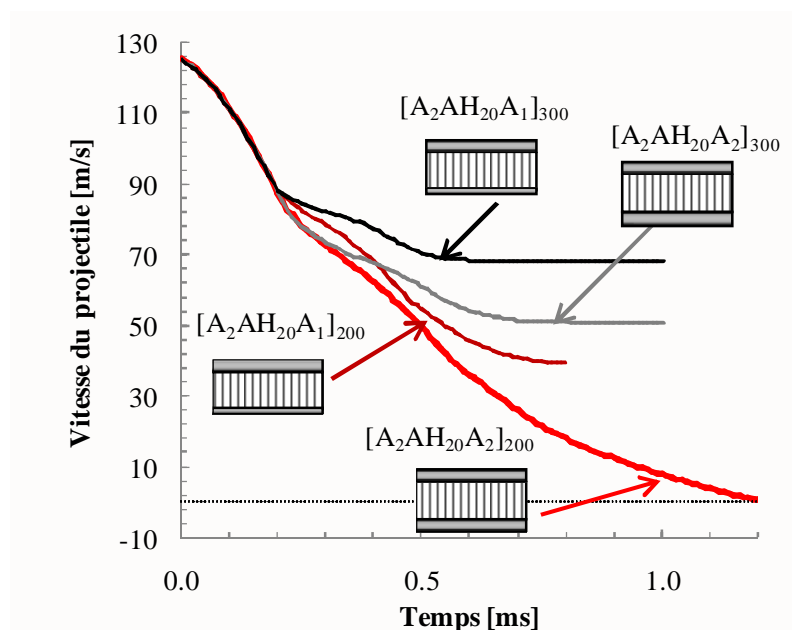
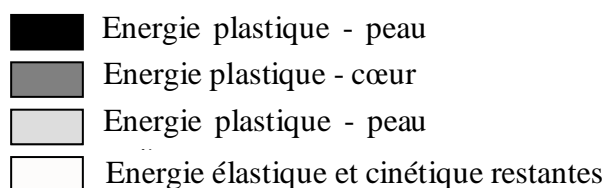


Fig. 3- 34: Influence de la taille d'éprouvette et sur l'épaisseur de la peau arrière sur l'évolution des vitesses d'impact



Energies exprimées en % de l'énergie cinétique initiale

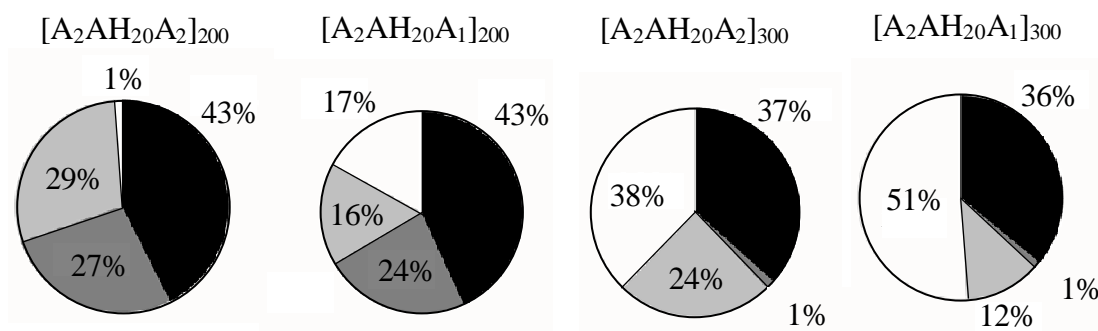


Fig. 3- 35: Répartition des énergies d'impact sur sandwichs à épaisseur de peau arrière et dimensions variables

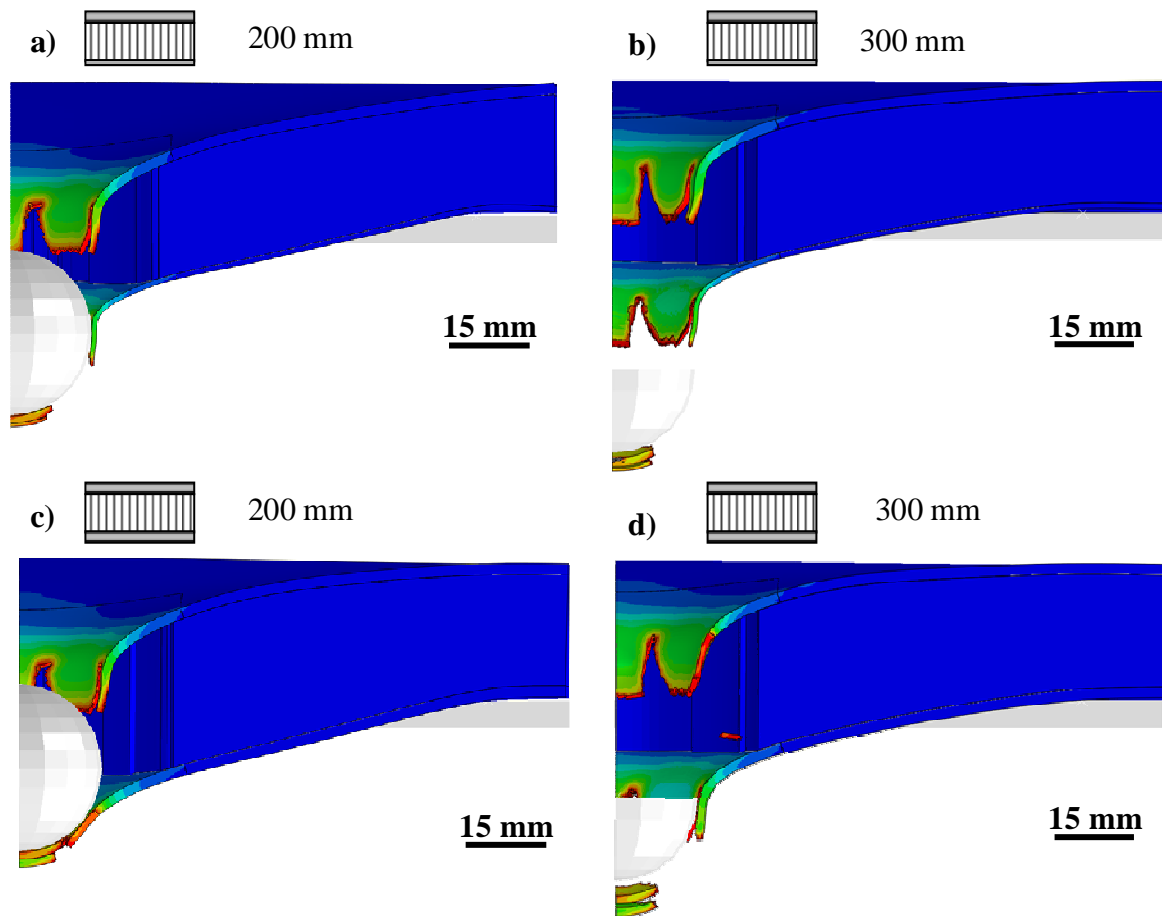


Fig. 3- 36: Profils numériques après 0.8 ms d'impact pour les cas : a) $[A_2AH_{20}A_1]_{200}$; b) $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$; c) $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$; d) $[A_2AH_{20}A_2]_{300}$

On peut constater, comme vu en section 2.4, que la structure $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$ est perforée avec rebond du projectile à 125 m/s (cf. Fig. 3- 36c). En termes de répartition d'énergie dans le sandwich, on note que la peau avant joue un rôle significatif en absorbant 43% de l'énergie cinétique initiale. La peau et le cœur absorbent respectivement 29% et 27%. On peut comparer cette répartition avec la même configuration à peau arrière plus fine $[A_2AH_{20}A_1]_{200}$. Pour ce cas, la part de la peau avant est la même (43% de l'énergie initiale). Par contre, on observe une baisse significative de la contribution de la peau arrière et du cœur. Au niveau de l'évolution des vitesses en Fig. 3- 34, on observe une divergence marquée des deux courbes à partir de 0.5 ms, ce qui correspond à la rupture de la peau arrière. Ainsi, la peau arrière plus fine casse plus tôt dans l'impact, entraînant la perforation totale de la structure.

On peut globalement faire les mêmes remarques pour les éprouvettes de 300 mm de côté. La peau avant dissipe la même quantité d'énergie pour les deux épaisseurs de peaux arrière. Par contre, la contribution de la peau arrière de 1 mm est divisée par 2 (12% de l'énergie initiale) par rapport à celle de 2 mm d'épaisseur. Les deux courbes de vitesse divergent à partir d'environ 0.2 ms, ce qui correspond approximativement au moment où les deux peaux entrent en contact. La configuration avec peau arrière de 2 mm dissipe plus d'énergie que celle avec 1 mm, malgré le comportement globalement similaire et la perforation pour les deux cas (Fig. 3- 36b et d).

On peut par ailleurs constater que le cœur dissipe très peu d'énergie dans les sandwichs de 300 mm de côté, par rapport à ceux de 200 mm de côté. Cela peut s'expliquer par le fait que la rupture de la peau avant apparaît tôt dans l'impact et que la contribution du cœur dans l'énergie absorbée n'est que locale.

En conclusion, on peut constater que la dimension d'éprouvette influence le résultat final de perforation. En particulier, l'énergie dissipée augmente quand la taille d'échantillon diminue, ce qui est évidemment dû à la modification des conditions limites (comparaison entre la Fig. 3- 34a et Fig. 3- 34b). L'augmentation de la taille d'éprouvette de 200 à 300 mm se traduit par une baisse d'énergie absorbée comprise entre 95 et 130 J, soit une variation de 10 à 13 % de l'énergie cinétique initiale.

En comparaison, la diminution d'épaisseur de la peau arrière est plus significative. En effet le passage d'une peau de 2 à 1 mm d'épaisseur engendre une diminution d'énergie absorbée respective de 160 et 200 J (soit 16 et 20% de l'énergie cinétique initiale) pour les éprouvettes de 200 et 300 mm de côté.

4. CONCLUSION ET PERSPECTIVES

Ce chapitre étudie les performances à l'impact de structures sandwichs tout aluminium, avec un cœur en nid d'abeille aluminium. L'objectif est d'étudier l'influence du cœur et du couplage cœur/peaux sur le comportement de la structure. Il fait une suite logique au chapitre II qui étudiait le comportement de plaques aluminium seules.

L'étude expérimentale a montré qu'une structure sandwich a de moins bonnes performances à l'impact qu'une même configuration de peaux seules. Ce résultat est valable pour des configurations très diverses (variations de la taille d'éprouvette et de l'épaisseur totale des peaux). Plusieurs hypothèses ont été avancées pour expliquer ces résultats. D'une part, la présence du cœur entraîne un effet de découplage des peaux, et cela peut entraîner la rupture successive et décorrélée des peaux, ce qui est globalement peu dissipatif en énergie. D'autre part, la rupture précoce des peaux peut empêcher l'apparition de l'effet structure. Cet effet correspond à la mise en mouvement globale de l'ensemble du sandwich avec une énergie absorbée importante. Cet effet ne peut s'initier si la peau avant est perforée car la tenue du sandwich n'est alors plus assurée.

Un modèle numérique est ainsi implémenté afin de vérifier ces hypothèses. Ce modèle reprend celui des peaux validé au chapitre II et y ajoute un modèle de nid d'abeille. La représentation du nid d'abeille a été effectuée selon une approche mésoscopique/macrosopique, afin de mieux comprendre les phénomènes intervenant dans le nid d'abeille. Le but final est d'orienter judicieusement les choix de nid d'abeille en vue d'améliorer les performances à l'impact d'une structure sandwich.

Les résultats d'impact ont montré la fiabilité de la méthode proposée, malgré des points à améliorer, comme la caractérisation du nid d'abeille en cisaillement : essais expérimentaux, étude d'une cellule de nid d'abeille en cisaillement, puis implémentation dans le modèle d'impact.

Les principales conclusions du modèle numérique sont les suivantes.

- ◆ L'effet de la vitesse de compression sur le comportement du nid d'abeille est un point important à prendre en compte dans le modèle. Il se traduit par une augmentation conséquente des contraintes pic et plateau (facteur compris entre 3 et 4 pour les contraintes plateau entre 1.2 et 120 m/s).
- ◆ Ce comportement dynamique a un effet clairement négatif sur les performances du sandwich à l'impact (pour notre cas d'étude). En effet, il engendre une localisation des efforts qui accélère l'initiation de rupture des peaux et entraîne une perforation précoce du sandwich. On en arrive à la conclusion qu'un nid d'abeille qui dissipe peu d'énergie en compression donne de bonnes performances à l'impact dans une structure sandwich. Ceci est dû au fait que le couplage peaux-cœur joue un rôle plus significatif sur la résistance à l'impact et l'énergie absorbée que le comportement du cœur seul.

Ce travail permet d'identifier plusieurs pistes d'investigations relatives à l'étude du nid d'abeille :

- ◆ Etude orientée matériau : modification du matériau constitutif du nid d'abeille afin de limiter les effets dynamiques en compression.
- ◆ Etude de la géométrie optimale du nid d'abeille : les premières études montrent qu'un nid d'abeille peu épais et à grande taille de cellule est plus performant. On cherche à diminuer la tenue en compression et cisaillement du nid d'abeille, ce qui va globalement à l'encontre des études d'optimisation habituelles.

Ces conclusions offrent un certain nombre de perspectives, d'une part vis-à-vis du cœur puisque l'on peut envisager l'utilisation d'autres structures de cœur qui ne présentent pas les inconvénients du nid d'abeille, ce qui fera l'objet du chapitre V de cette étude ; d'autre part, vis-à-vis de la peau avant, car le couplage du nid d'abeille avec une peau plus résistante à la perforation, comme les tissus secs par exemple, pourra s'avérer prometteur. Ce point sera abordé dans le chapitre IV de cette étude.

CHAPITRE IV

Etude expérimentale et numérique de sandwichs à peau avant composite

Ce chapitre étudie le comportement à l'impact de structures sandwichs à peau avant composite. Le terme composite reprend ici plusieurs catégories de structures : peaux stratifiées résinées, assemblage de tissus non résinés et structures non résinées à tissage tridimensionnel (Interlocks). Afin de pouvoir facilement comparer ces structures à celles du chapitre III, seule la peau avant sera modifiée (choix de cœur et de peau arrière conservés).

Le premier volet de ce chapitre consiste en une étude expérimentale d'impact sur les sandwichs à peau avant composite. L'influence de différents paramètres propres aux tissus sera évaluée de manière succincte : tissage, nature de la fibre, taille d'éprouvette, motif de couture, etc. En supplément, une étude préliminaire des structures à tissage tridimensionnel sera proposée afin de situer ces structures par rapport à la superposition de tissus plans.

Dans une seconde partie, on abordera la modélisation numérique des tissus secs. Le modèle développé vise en particulier à décrire les phénomènes d'endommagement des tissus observés sur les cas d'impact. A cette fin, on se focalisera sur l'étude du glissement des fils, et sur la contribution du frottement dans la performance à l'impact des tissus. L'étude numérique se décompose en trois parties. Dans un premier temps, on décrira le modèle numérique développé. Par la suite, ce modèle sera calibré à partir d'essais d'arrachage sous sollicitations quasi-statiques et dynamiques. Ces étapes permettront d'aboutir au développement d'un modèle d'impact sur une structure sandwich avec peau avant en tissus secs.

SOMMAIRE

CHAPITRE IV : ETUDE EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DE SANDWICHES AVEC PEAU AVANT COMPOSITE169

1. ETUDE EXPERIMENTALE D'IMPACT SUR SANDWICHES A PEAU AVANT COMPOSITE	171
1.1 GENERALITES SUR LES TISSUS	171
1.1.1 Caractéristiques des tissus utilisés	171
1.1.2 Conditions d'essai sur tissus secs	173
1.2 DESCRIPTION DES PEAUX COMPOSITES ET DES SANDWICHES TESTES	175
1.3 RESULTATS D'IMPACT.....	177
1.3.1 Influence de la résine	179
1.3.2 Influence de la nature de la fibre et du tissage	180
1.3.3 Influence du nombre de plis	184
1.3.4 Influence de la couture.....	187
1.3.5 Conclusions des résultats d'essai pour les configurations de 200 mm de côté	189
1.3.6 Influence de la dimension d'éprouvette	190
1.4 ETUDE EXPERIMENTALE DE SANDWICHES A PEAU AVANT INTERLOCK	194
1.4.1 Présentation des structures interlock	194
1.4.2 Description des structures sandwichs testées	196
1.4.3 Résultats d'essais	197
1.4.4 Conclusions	200
1.5 CONCLUSION DE L'ETUDE EXPERIMENTALE.....	200
2. CARACTERISATION ET MODELISATION DES TISSUS SECS	201
2.1 DESCRIPTION DU MODELE NUMERIQUE	203
2.1.1 Echelle de modélisation et hypothèses	203
2.1.2 Modèle géométrique du fil	204
2.1.3 Modèle matériau	206
2.1.4 Description de l'étape numérique dite de mise en pli	209
2.2 CARACTERISATION EXPERIMENTALE ET NUMERIQUE DES TISSUS SECS.....	210
2.2.1 Essai d'arrachage quasi-statique	211
2.2.2 Modèle numérique d'arrachage	213
2.2.3 Limitations du modèle et perspectives	218
2.3 ESSAI D'ARRACHAGE DYNAMIQUE	221
2.3.1 Montage expérimental	221
2.3.2 Modèle numérique	224
2.3.3 Conclusions et perspectives de l'étude numérique	232
3. CONCLUSION	234

Perspectives : effets de la hausse de température dans les tissus (au niveau de la peau avant)

1. ETUDE EXPERIMENTALE D'IMPACT SUR SANDWICHS A PEAU AVANT COMPOSITE

Le comportement à l'impact de sandwichs avec peaux en composites résinés est largement étudié dans la littérature, principalement pour des applications d'impact à basse vitesse, comme on l'a vu au chapitre I (section 3.1). De nombreuses études peuvent être citées sur ce sujet : [ABRATE, 1997], [ANDERSON, 2000], [LARSSON, 2002], [CHRISTOPHERSON, 2005], [CHOI, 2006], [BUITRAGO, 2010], etc. D'autre part, la grande majorité des études d'impact balistique se focalisent sur le comportement de tissus secs : [TAN, 1997], [CHEESEMAN, 2003], [NAIK, 2009], etc.

De ce fait, des peaux composites résinées et des assemblages de tissus secs ont été envisagés et testés en tant que peau dans cette étude. Cependant, les peaux composites sont caractérisées par un certain nombre de paramètres, intervenant à différentes échelles : paramètres propres aux fibres et à la résine, au tissage, aux choix de stratification et à la méthode d'assemblage au sein d'une structure sandwich. Ainsi, afin de limiter le cadre de l'étude et le nombre d'essais, seule la peau avant sera élaborée à base de matériaux composites, tandis que la peau arrière choisie dans le cadre du Chapitre III sera conservée (1 mm d'aluminium 5086).

La grande diversité de paramètres propres aux tissus rend difficile l'analyse des études d'impact présentes dans la littérature. Cependant, plusieurs paramètres clés sont cités de manière récurrente dans les études :

- ◆ fibre utilisée : [CUNIFF, 1999], [CHEESEMAN, 2003], [NAIK, 2009]
- ◆ tissage : [CHEESEMAN, 2003], [TAN, 1997]
- ◆ nombre de plis : [KARAHAN, 2007], [JOO, 2008], [NAIK, 2009], [CHOCRON, 2012]
- ◆ conditions limites : [CHEESEMAN, 2003], [ZENG, 2005], [TAN, 2006]

Les conditions limites sont fixées dans le cadre de notre étude (appui arrière simple du sandwich) et ne seront donc pas modifiées. On se focalisera principalement sur des tissus à fibre aramide, et sur deux types de tissages seulement afin de limiter le nombre de paramètres (choix justifiés par la suite).

1.1 Généralités sur les tissus

1.1.1 Caractéristiques des tissus utilisés

Un tissu est formé du croisement de deux ensembles de fils, les fils de chaîne et de trame. Les fils de chaîne sont disposés sur le métier à tisser et on fait passer les fils de trame au-dessus ou en dessous de chaque fil de chaîne en fonction du motif de tissage choisi. Deux motifs de tissage sont étudiés dans cette étude, le tissage sergé 2/2 et le tissage taffetas, présentés en Fig. 4-1a et b. Ces tissages sont très largement utilisés pour des applications d'impact ([TAN, 1997]), et ont donc été choisis pour cette étude.

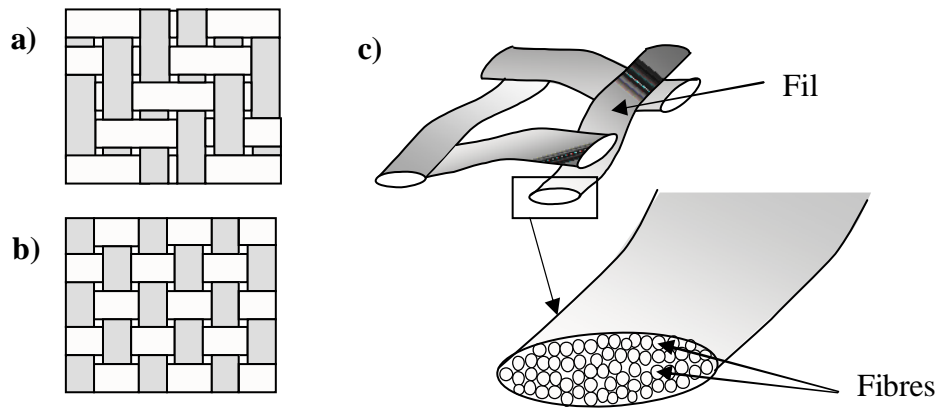


Fig. 4-1: Motifs de tissage étudiés : a) Sergé 2/2 ; b) Taffetas ; c) Composition d'un fil de tissu

Chaque fil est composé d'un assemblage de fibres de petit diamètre (Fig. 4-1c). Le nombre de fibres par fil, leur diamètre et le matériau constitutif de la fibre conditionnent sa masse linéique indiquée généralement en tex (grammes par kilomètre).

Le degré d'entrelacement des fils lors du tissage est indiqué par la mesure de l'embuvage (pour les fils de chaîne) ou du retrait (pour les fils de trame). Il est défini de la manière suivante :

$$R\% = 100 \times \frac{L_{fil} - L_{tissu}}{L_{tissu}}$$

La grandeur L_{fil} correspond à la longueur totale du fil avant tissage et L_{tissu} est la longueur projetée obtenue après tissage. L'embuvage ou le retrait sont des données du tissu qui sont difficiles à piloter lors de la fabrication du tissu. De manière générale, l'embuvage est plus important que le retrait et ces valeurs atteignent quelques pourcents dans le cas de tissus plats.

Les paramètres propres aux tissus utilisés dans cette étude sont donnés dans le Tab. 4-1. Ces valeurs sont issues des données fournisseurs à l'exception de la mesure d'embuvage et de retrait (obtenues par mesure directe sur les tissus et sur des fils extraits du tissu). Le tissu sergé est équilibré, car il possède le même compte en chaîne et en trame dans les deux directions (nombre de fils par centimètre), ainsi qu'une même valeur d'embuvage et de retrait.

	Tissu sergé 2/2	Tissu taffetas
Fil	Twaron HM 2200	Twaron HM 2200
Diamètre [μm] et nombre de fibres	12 μm , 1000 fibres	12 μm , 750 fibres
Masse linéaire d'un fil [tex]	162	121
Compte en chaîne / trame dans le tissu	6.5	6.7
Epaisseur d'un pli de tissu [mm]	0.28	0.25
Embuvage / retrait	0.4% / 0.4%	3.5% / 0.51%

Tab. 4-1 : Paramètres des tissus aramides utilisés

Les tissus en fibre aramide sont très couramment utilisés pour des applications balistiques, ce qui a orienté notre choix pour cette étude. De manière plus précise, la grande majorité des études expérimentales et/ou numériques porte sur différentes variantes de fibres aramides, désignées sous diverses appellations commerciales : Kevlar 29, 49, 149, KM2 ou Twaron, etc. [TAN, 2008], [HA-MINH, 2011], [KARAHAN, 2007].

L'emploi majoritaire de la fibre aramide dans les études balistiques est attribué à plusieurs facteurs :

- ◆ Bonne disponibilité et prix abordable
- ◆ Fibres à haut module et à haute résistance spécifique : haute vitesse de propagation des ondes dans le tissu, ce qui permet de mieux répartir les efforts (voir détail en section 4.2.1 du chapitre I).

Lors d'un chargement quelconque des tissus, on définira deux catégories de fils :

- ◆ Les fils principaux ou primaires sur lesquels on applique le chargement
- ◆ Les fils secondaires qui croisent les fils principaux

Les fils principaux ou secondaires peuvent être indifféremment des fils de chaîne ou de trame. Un exemple est donné en Fig. 4-2 sur un cas d'impact sur tissu.

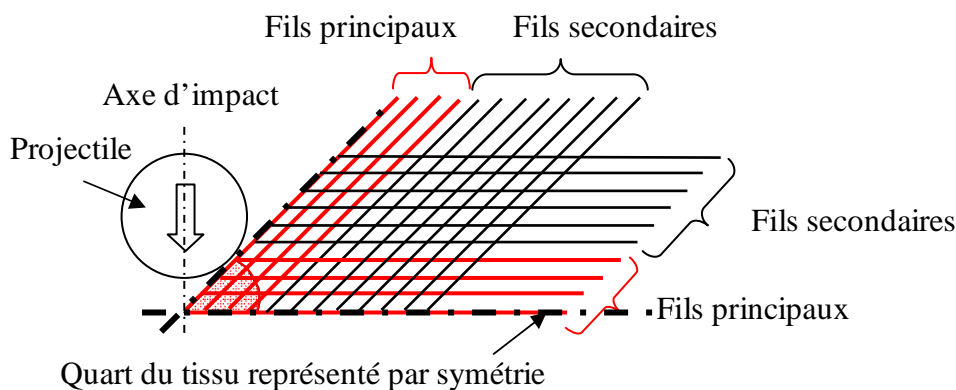


Fig. 4-2: Fils principaux et secondaires : illustration sur un cas d'impact

1.1.2 Conditions d'essais sur tissus secs

Dans le cas particulier des impacts sur tissus secs, un problème de conditions limites peut apparaître à cause du glissement possible des fils du tissu (phénomène directement lié aux dimensions de l'éprouvette testée).

La structure réelle définie par le cahier des charges fait 600 mm de côté, cependant, pour des raisons de coût et de temps de fabrication, des éprouvettes de 200 ou 300 mm seront testées dans cette étude. Il est donc nécessaire de définir des conditions limites permettant de représenter correctement le comportement de grands panneaux. Pour cela, il est nécessaire de caractériser le glissement des mèches pour les conditions d'essai choisies.

La littérature reporte que lorsque des fils de tissu sont sollicités en traction, deux phénomènes interviennent :

- ♦ La mise en tension ou redressement du fil (ou « de-crimping » en anglais) : c'est le passage d'un fil au profil ondulé (pris naturellement par le fil lors du tissage) à un fil à profil droit. Elle se caractérise par une augmentation des déformations à faible contrainte.
- ♦ L'étirement du fil : il dépend du matériau constitutif des fibres et suit généralement un comportement élastique linéaire.

Un exemple de ces deux étapes est donné par Tan et al. en Fig. 4-3 pour un tissu taffetas non équilibré (123 fils par cm en chaîne et 120 fils pour la trame, avec une valeur d'embuvage et de retrait de 6.5% et 0.99%) [TAN, 2005].

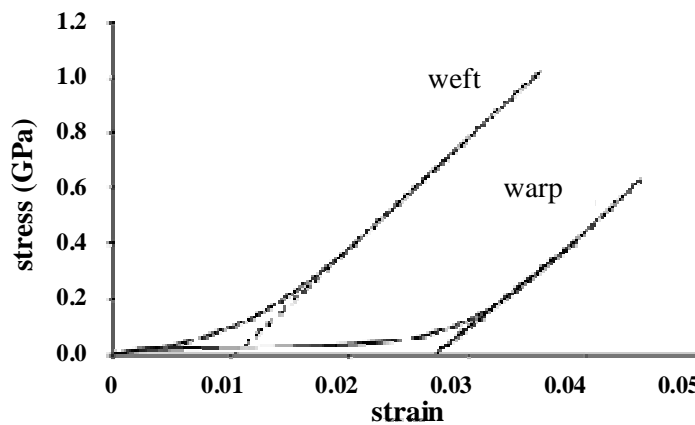


Fig. 4-3: Comportement en traction de fils de chaîne et de trame (Twaron) pour un tissu sergé [TAN, 2005]

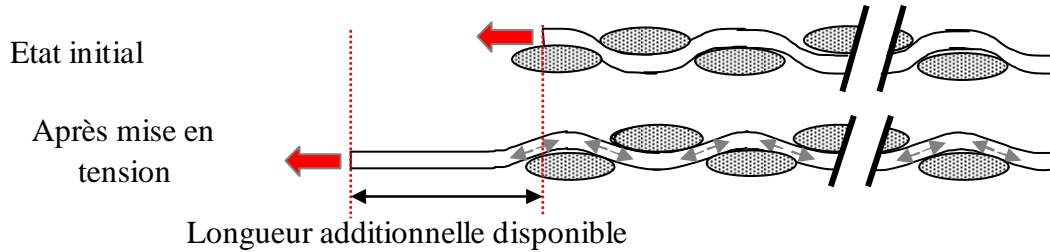
Lors de l'étape de mise en tension, le fil se déplie, et on peut calculer la longueur supplémentaire obtenue à partir de la longueur du tissu et de l'embuvage. Ainsi, pour le sergé et le taffetas utilisés dans cette étude et des panneaux de 600 mm de côté, la mise en tension fournit une longueur additionnelle de 2.4 mm pour le sergé dans les directions de chaîne et de trame. Dans le taffetas, elle atteint respectivement 21 et 3.1 mm en chaîne et en trame (valeurs d'embuvages /retrait mesurées à 3.5% et 0.51% pour ces deux directions).

Ce mécanisme de redressement du fil doit être pris en compte, notamment dans des cas d'impact, car il conditionne la répartition initiale des efforts dans le tissu. En effet, la mise en tension d'un fil principal entraîne également celle de ses fils secondaires. Certains auteurs étudient en particulier ce phénomène et en tiennent compte dans le calcul des déformations des fils et montrent que sa prise en compte entraîne une augmentation de l'énergie absorbée par le tissu [TAN, 2005].

Dans notre cas d'étude, la dimension d'échantillon est comprise entre 200 et 300 mm de côté (par rapport aux 600 mm de la structure réelle). Ainsi, afin de représenter au mieux l'étape de

mise en tension du fil dans la structure réelle, on a choisi de laisser les quatre bords libres afin de permettre le glissement des fils des bords vers le point d'impact (voir schéma en Fig. 4-4).

a) Conditions réelles



b) Conditions d'essai

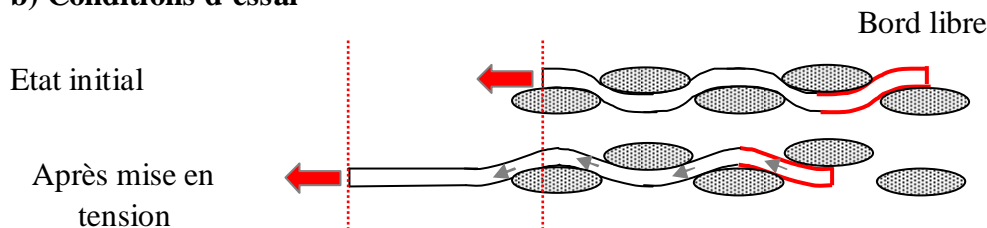


Fig. 4-4 : a) Conditions limites réelles et longueur additionnelle du fil; b) Conditions d'essai choisies pour des panneaux de taille réduite

1.2 Description des peaux composites et des sandwichs testés

Trois types de peaux composites ont été testés en tant que peau avant de sandwichs :

- ◆ Peaux composites stratifiées
- ◆ Assemblages de plusieurs plis de tissus secs
- ◆ Tissage tridimensionnel de fibres non résinées (traité séparément en section 1.4.)


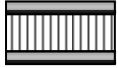





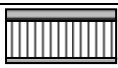

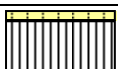
Les peaux composites stratifiées et assemblages de plis secs seront décrits dans les sections suivantes. Il est à noter que ces deux types de peaux sont élaborés à partir des mêmes tissus et selon le même ordre de stratification. On rappelle, comme vu au Chapitre I, section 1.4 que les tissus sont assemblés selon une stratification quasi-isotrope avec symétrie miroir en combinant des plis orientés à $0/90^\circ$ et à $\pm 45^\circ$. L'ordre choisi pour les deux types de peaux est le suivant : $[0^\circ/45^\circ]_{n, \text{sym}}$ (avec $n=2, 3, 4$, etc.) selon le nombre de plis total choisi.

On a choisi de se placer à nombre de plis constant pour la peau avant, plutôt qu'à masse ou épaisseur de peau constante. Une première étude expérimentale effectuée en début de thèse a permis d'établir la perforation de structures sandwichs composées de 8 plis de tissu résiné, ce qui représente donc une limite inférieure. De plus, afin de gagner en masse par rapport à une peau avant aluminium de 2 mm d'épais, on considère pour commencer un assemblage de 16 plis de tissu (soit une diminution de 30% en masse pour un tissu sergé sans résine).

Plusieurs types de résines ont été envisagés : résine thermodurcissable (époxy ou colle Redux, déjà utilisée pour assembler le cœur et les peaux) ou thermoplastique (polyphénylène sulfide PPS). Dans le cas de tissus secs, les différents plis sont maintenus ensemble par couture à l'aide d'un fil de para-aramide (K-Tech 75, 0.23 mm de diamètre). Les points de couture sont espacés de 10 mm. Le motif de couture est un quadrillage à 0/90° composé de carrés de 10 ou 20 mm de côté (voir un exemple de couture de 20 mm de côté en Fig. 4-12, et un exemple de 10 mm de côté en Fig. 4-15). Dans un premier temps, un quadrillage de 20 mm de côté a été choisi.

Une étude d'impact a été effectuée afin d'établir la résistance à l'impact des sandwichs avec des peaux avant composites. Pour ce faire, plusieurs échantillons de 200 et 300 mm de côté ont été testés à l'impact (description dans le Tab. 4-2.). Les résultats obtenus sont également comparés aux structures de référence aluminium définies aux chapitres II et III :

- ◆ Echantillons de 200 mm de côté : configuration $[A_{2+2}]_{200}$ (non perforée) pour les plaques seules et sandwich tout aluminium $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ (limite à rupture)
- ◆ Echantillons de 300 mm de côté : configuration critique à rupture $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ (comparaison entre des structures de 300 et 400 mm de côté validée au chapitre II)

ID	Figure	Nuance / Tissu	N_{plis}	a [mm]	$e_{\text{cœur}}$ [mm]	Assemblage	ρ_s [kg/m ²]
$[A_{2+2}]_{200}$		5086	/	200	/	Redux	10.9
$[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$		5086	/	200	14	Redux	12.0
$[T_{16}^{+R}AH_{20}A_2]_{200}$		sergé	16	200	20	Epoxy/Redux	13.38
$[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$		sergé	16	200	10	Couture/ Redux	10.25
$[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$		Taffetas	16	200	10	Couture/ Redux	9.35
$[T_8AH_{10}A_2]_{200}$		sergé	8	200	10	Couture/ Redux	8.28
Echantillons de plus de 300 mm de côté							
$[A_{2+1}]_{300}$		5086	/	400	/	Redux	8.26
$[A_2AH_{20}A_1]_{300}$		5086	/	300	20	Redux	9.4
$[T_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		sergé	12	300	30	Couture/ Redux	8.43
$[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		taffetas	12	300	30	Couture/ Redux	8.02

Tab. 4-2 : Descriptif des structures testées à l'impact : références de peaux et sandwichs tout aluminium et sandwichs avec peau avant composite

Par rapport aux notations du Tab. 4-2 et des suivants, on rappelle que la grandeur a représente la dimension d'éprouvette, $e_{cœur}$ correspond à l'épaisseur du cœur et ρ_s définit la masse surfacique de la structure testée. D'autre part, le paramètre N_{plis} correspond au nombre de plis assemblés en peau avant. Les cœurs utilisés correspondent aux nids d'abeille A et B décrit au chapitre III (Tab. 4-1 en section 1.1.1), d'épaisseurs respectives 10 et 20 mm. Les différents tissages sont représentés par les lettres suivantes : T pour le sergé (« twill »), P pour le taffetas (« plain ») et H pour le taffetas hybride (association de fils de carbone et d'aramide).

Plusieurs effets sont étudiés :

- ◆ Présence ou non de résine : $[T^{+R}_{16}AH_{20}A_2]_{200}$ (résiné) et $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (sans résine)
- ◆ Nature de la fibre et tissage : tissu sergé avec fibre aramide $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ et taffetas élaboré à base d'une alternance en chaîne et en trame de fils de carbone et d'aramide $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (voir photo du tissu en Fig. 4-9)
- ◆ Nombre de plis : 8 ou 16 sur les cas $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ et $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$

1.3 Résultats d'impact

Les résultats d'impact obtenus pour l'ensemble des structures et leurs configurations de référence sont donnés en Tab. 4-3. On effectuera d'abord l'analyse des échantillons de 200 mm de côté. La vitesse d'impact ainsi que les profils résiduels sont donnés en Fig. 4-5 et Fig. 4-6.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	R_{av}/R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
$[A_{2+2}]_{200}$		126.6	1018	-9.3	1011/99.3%	N/N	0.92	41.1	31.6
$[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$		122.5	953	-6.3	949/99.5%	O/N	0.79	48.5	24.2
$[T^{+R}_{16}AH_{20}A_2]_{200}$		120.0	NC*	NC*	NC*	O/O	NC*	NC*	NC*
$[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$		123.2	964	-12.0	955/99.1%	N/N	0.85	54.4	39.3
$[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$		126.9	1022	-3.8	1008/98.7%	N/N	1.05	59.0	47.3
$[T_8AH_{10}A_2]_{200}$		126.0	1199	NC**	NC**	N/O	NC**	NC**	/
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		122.6	954	-21.5	925/96.9%	N/O	0.76	37.0	30.6
$[A_2AH_{20}A_1]_{300}$		117.9	883	62.2	638/72.2%	O/O	0.59	/	14.2
$[T_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		115.2	843	-3.0	843/99.9%	N/N	0.67	55.9	NC
$[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		123.0	961	-5.8	959/99.8%	N/N	0.87	54.3	29.4

* Problème de mesure durant l'essai ; ** Mousse restée collée au projectile pendant l'impact : vitesse initiale mesurable mais pas d'évolution des vitesses disponible pour cet essai

Tab. 4-3 : Résultats d'impact pour les sandwichs à peau avant composites et configurations aluminium de référence

De manière globale, on constate que la décélération du projectile des structures à peau avant en tissus secs est inférieure à celle observée avec des peaux aluminium au début de l'impact. On peut expliquer ce phénomène par la faible rigidité transverse de tels assemblages. De fait, ils freinent moins le projectile durant la phase d'indentation locale (voir le rappel des différentes étapes d'impact au chapitre II, section 3.3.1 et au chapitre III, section 2.2).

D'autre part, les structures sandwiches testées avec tissus secs sont soit épaisses, soit se déforment beaucoup hors du plan du sandwich pendant l'impact. De ce fait, la vision du projectile est souvent masquée par l'échantillon avant la fin de l'impact. Cela explique que les vitesses finales de certains cas soient positives, bien que la structure n'ait pas été perforée (parce qu'on n'a pas la fin de la courbe). On peut donner les exemples des cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$, $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ ou encore $[T_{12}AH_{30}A_1]_{300}$ sur les Fig. 4-5 et Fig. 4-17.

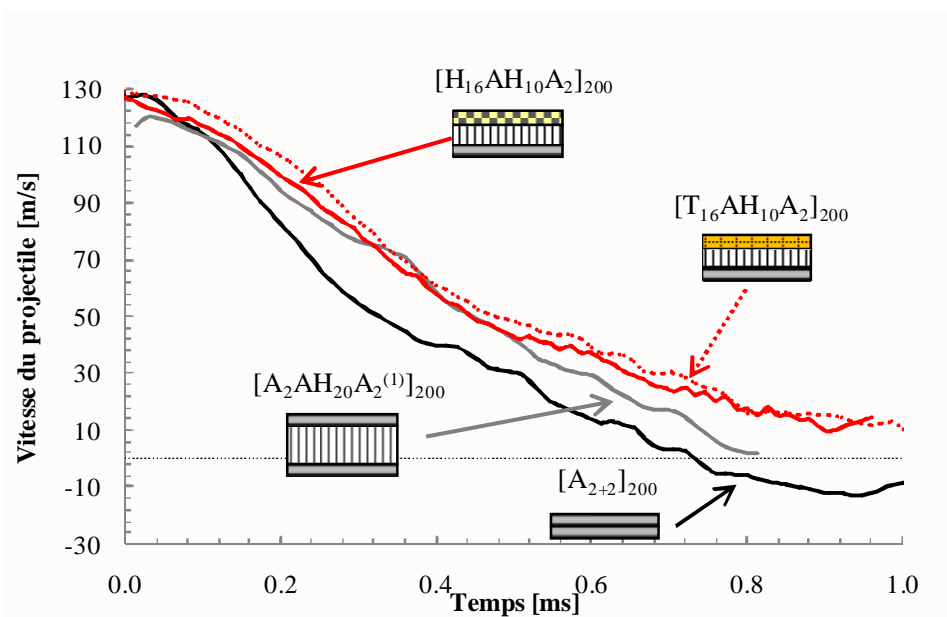


Fig. 4-5: Evolution de la vitesse du projectile pour les échantillons de 200 mm de côté

Les profils d'indentation sont donnés en Fig. 4-6 et Fig. 4-18 pour les configurations de 200 et 300 mm de côté respectivement. On rappelle que dans le cas des sandwichs à peau avant composite, seul le profil de la peau arrière en aluminium est disponible (pas de stéréo-corrélation possible sur les peaux en tissu).

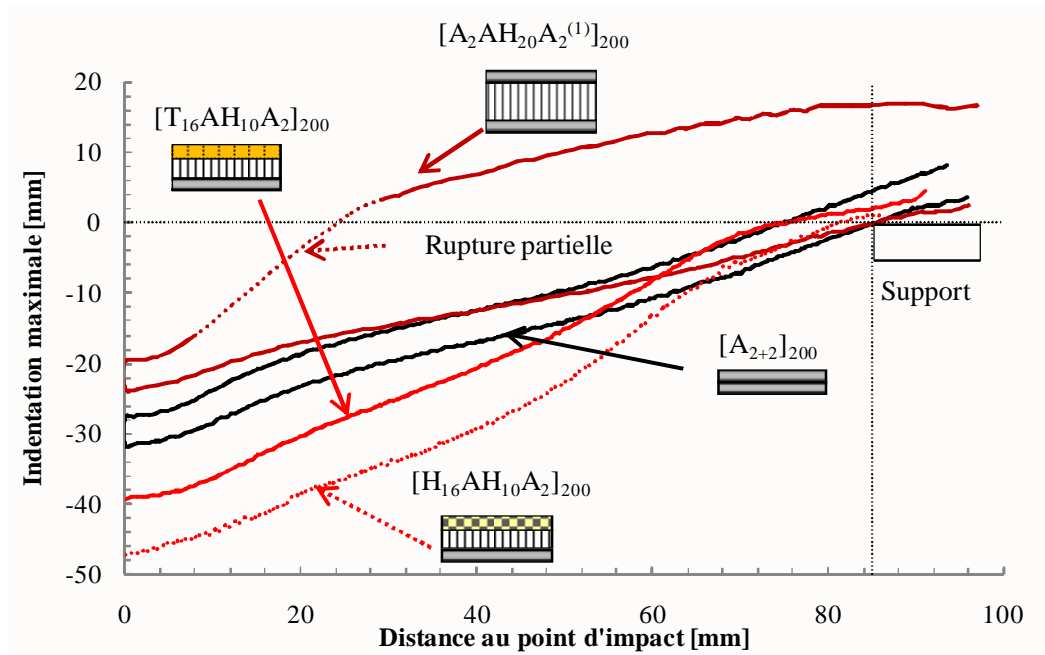


Fig. 4-6: Profils d'indentation résiduelle pour les configurations de 200 mm de côté

1.3.1 Influence de la résine

Plusieurs configurations de sandwichs avec peaux composites ont été testées dans cette étude : peaux en fibre de carbone avec résine PPS, peaux en tissu sergé (propriétés en Tab. 4-1) avec colle Redux ou résine époxy. Ces structures sont décrites ci-dessous :

- ◆ Peaux en tissu carbone /PPS: 16 plis de tissu à l'avant et 12 plis à l'arrière avec cœur en nid d'abeille aluminium de 20 mm d'épaisseur.
- ◆ Peau en tissu aramide/Redux : Peau avant en tissu sergé aramide de 16 plis (stratification quasi-isotrope) avec superposition d'un film adhésif entre chaque pli de tissu. Le cœur est un nid d'abeille B (20 mm d'épaisseur) et la peau arrière est une plaque d'aluminium de 2 mm d'épaisseur.
- ◆ Peau en tissu aramide/époxy : peaux avant et arrière composées de 8 plis de tissus avec cœur en nid d'abeille Nomex de 20 mm d'épaisseur.

Chacune de ces configurations a été perforée après impact. Les endommagements observés sont donnés en Fig. 4-7. On peut constater que malgré les différences au niveau de la nature de la fibre et de la résine, les modes d'endommagement sont similaires (Fig. 4-7a et b) : cassure localisée sous le point d'impact, rupture de la résine en cisaillement et des fibres, ouverture du tissu en 4 pétales triangulaires. On peut voir sur la Fig. 4-7c que la zone endommagée de la peau avant a la forme d'une croix de dimension égale au diamètre du projectile. Les peaux avant et arrière se sont déformées pendant l'impact, laissant passer le projectile puis se sont partiellement (peau arrière) ou complètement refermées (peau avant).

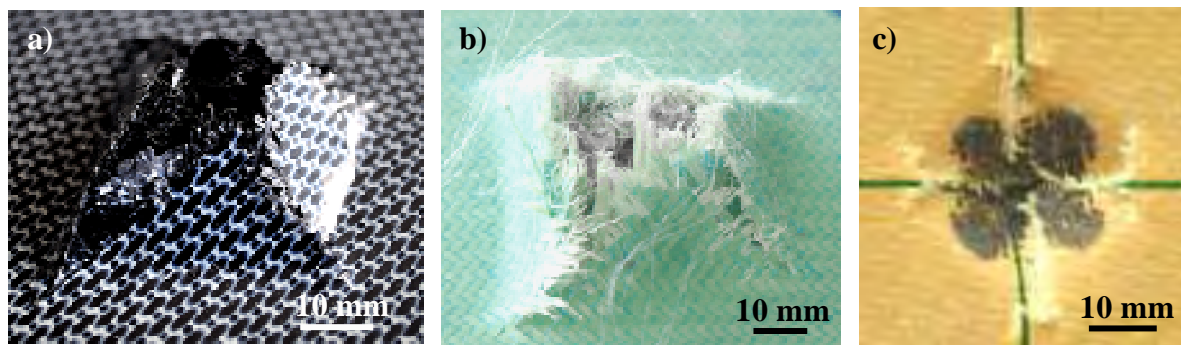


Fig. 4-7: Vues après impact de composites résinés : a) carbone/PPS face arrière ; b) aramide/Redux (face arrière de $[TR_{16}^1AH_{20}A_2]_{200}$) ; c) aramide/époxy face avant

Ces résultats peuvent s'expliquer par la présence de la résine. En effet, elle augmente de manière significative la rigidité hors plan des peaux, ce qui a tendance à localiser les efforts d'impact, limitant ainsi les zones de rupture et l'énergie absorbée par la structure. Ces effets sont également valables pour les résines thermoplastiques qui sont pourtant plus ductiles.

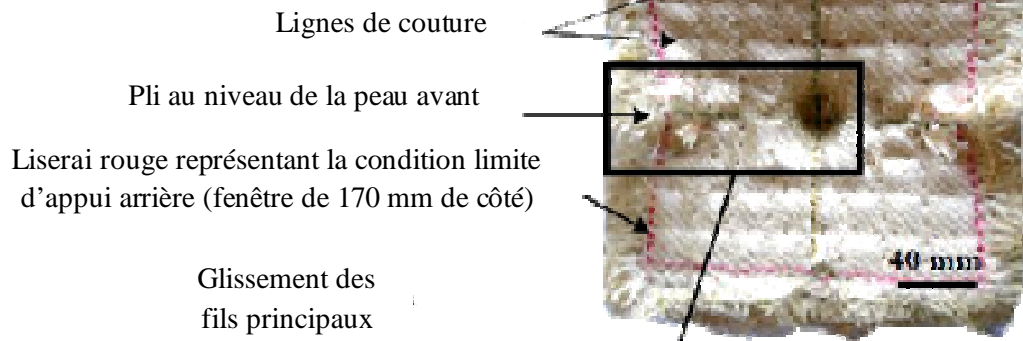
De plus, le sandwich avec peau en tissu et résine Redux $[T^{+R}_{16}AH_{20}A_2]_{200}$ a une masse supérieure à la configuration sandwich tout aluminium $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ (13.4 kg/m^2 contre 12 kg/m^2), qui a le même cœur et la même peau arrière. Donc, en plus d'être plus lourde, cette structure présente des performances inférieures au sandwich tout aluminium (cas limite à rupture) puisqu'elle est totalement perforée.

En conclusion, ces résultats montrent que la présence de résine nuit à la résistance à la perforation des sandwichs : elle localise les endommagements, ce qui accélère la rupture et limite la quantité d'énergie absorbée, pour des performances bien inférieures aux plaques aluminium (masse supérieure et résistance à rupture inférieure). Pour toutes ces raisons, les peaux composites résinées ne sont pas retenues en tant que peau avant pour la suite de l'étude.

1.3.2 Influence de la nature de la fibre et du tissage

L'effet de la fibre et du tissage sont évalués simultanément au travers de la comparaison des configurations $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (tissu composé d'une alternance de fibres de carbone et de fibres aramides en chaîne et en trame avec tissage taffetas) et $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (tissu sergé en fibre aramide). Les Fig. 4-8 et Fig. 4-9 illustrent les endommagements de ces deux configurations.

a) Vue de face de la peau avant



b) Zoom

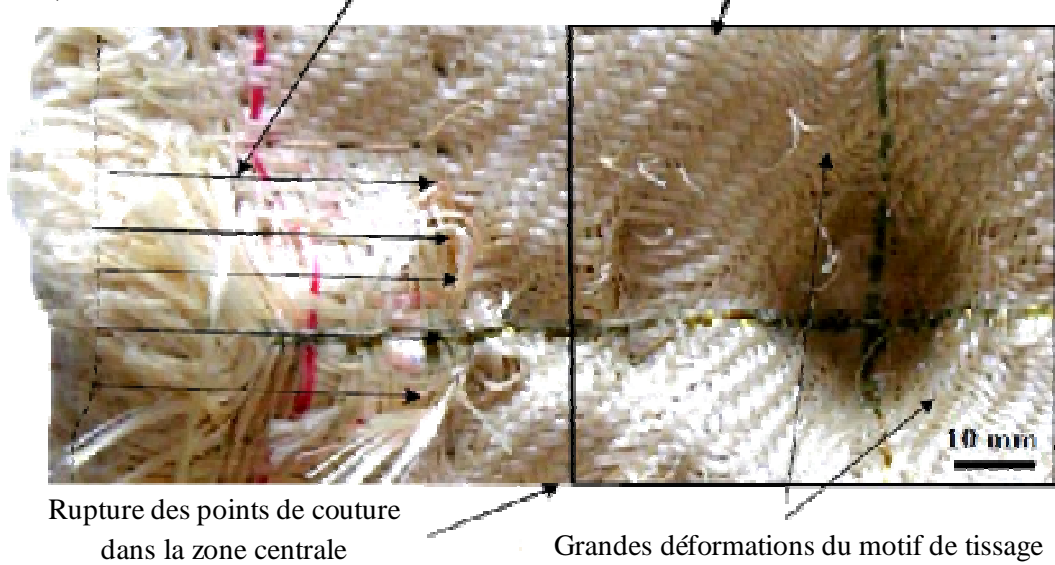


Fig. 4-8: Echantillon $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (tissage sergé) après impact : a) endommagement de la peau avant ; b) zoom

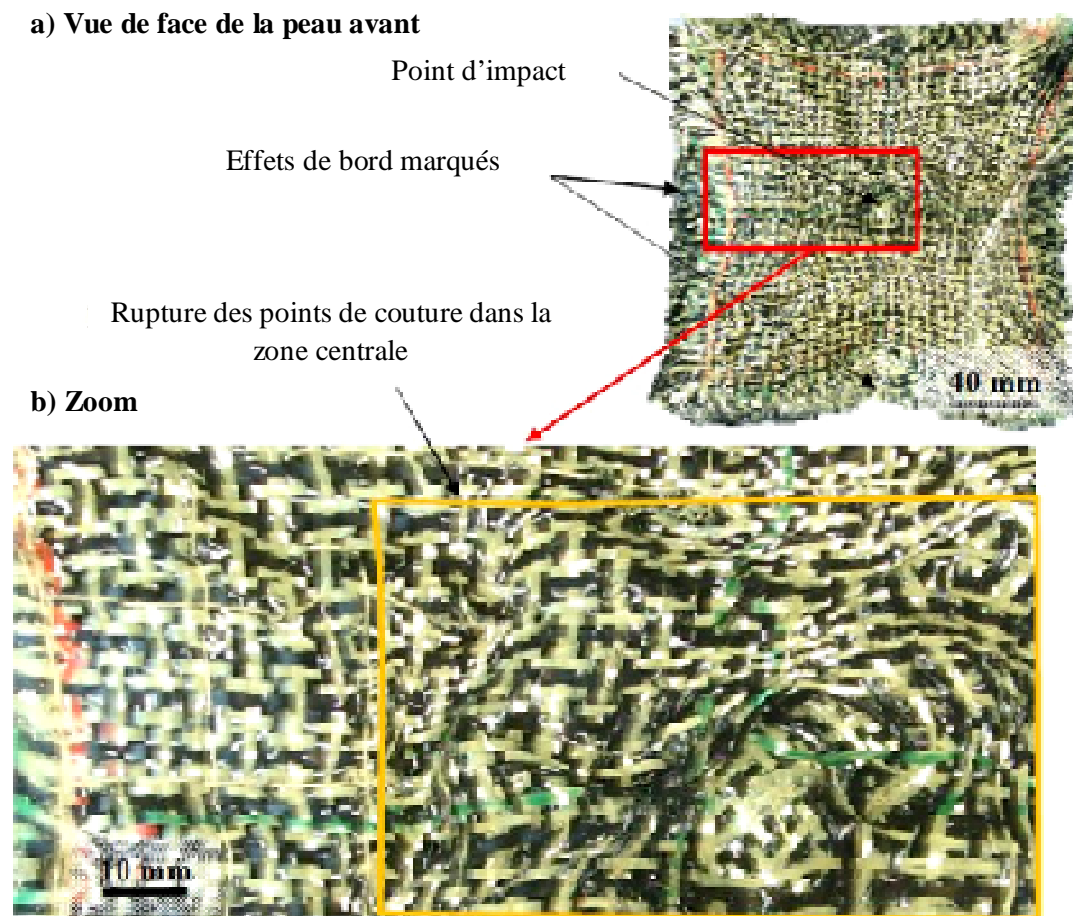


Fig. 4-9: Echantillon $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (tissage taffetas) après impact : a) endommagement de la peau avant ; b) zoom

Les modes d'endommagement des deux cas testés présentent plusieurs points communs :

- ◆ Pour les deux configurations, on peut constater des effets de bord importants au niveau de la peau avant (plis au niveau de la peau avant, comme vu en Fig. 4-8a et Fig. 4-9a). Il est à noter que des effets de bord significatifs sont également présents au niveau de la peau arrière en aluminium.
- ◆ Aucun fil de tissu n'est rompu. En effet, étant donné que les fils ne sont pas encastrés ni prétendus, ils ne sont pas sollicités en traction jusqu'à rupture. En revanche, les points de couture situés dans la zone proche de l'impact sont cassés, laissant le tissu libre de se déformer dans et hors plan (Fig. 4-8b et Fig. 4-9b)
- ◆ L'évolution de la vitesse du projectile est très proche pour les deux cas considérés, ce qui montre que leur comportement global est similaire (Fig. 4-5).

En ce qui concerne la structure avec tissu sergé aramide en peau avant $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$, des bandes de glissement des fils principaux sont clairement visibles au niveau du premier pli (orienté à $0/90^\circ$). Ces bandes partent des extrémités du tissu jusqu'au centre de l'impact (Fig. 4-8a et b) et elles peuvent être également observées sur les plis à $\pm 45^\circ$. Le principe est illustré en Fig. 4-10. Sur cette configuration, les extrémités des fils principaux ont glissé sur une distance moyenne de 45 mm sur les côtés les plus déformés et de 15 mm sur les autres (Fig. 4-8). On ne considèrera que la mesure des côtés haut et bas de l'échantillon.

En effet, une erreur de positionnement du montage pour ces deux essais a occasionné la modification de longueur de la fenêtre d'ouverture (passant de 170 mm de côté à 160). D'autre part, on peut supposer que l'anisotropie du nid d'abeille contribue également à cet effet. Il est moins visible sur la configuration avec peau avant en tissu taffetas avec fibres d'aramides et de carbone. Pour l'essai $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$, les fils principaux glissent sur une distance inférieure à 10 mm (Fig. 4-9b).

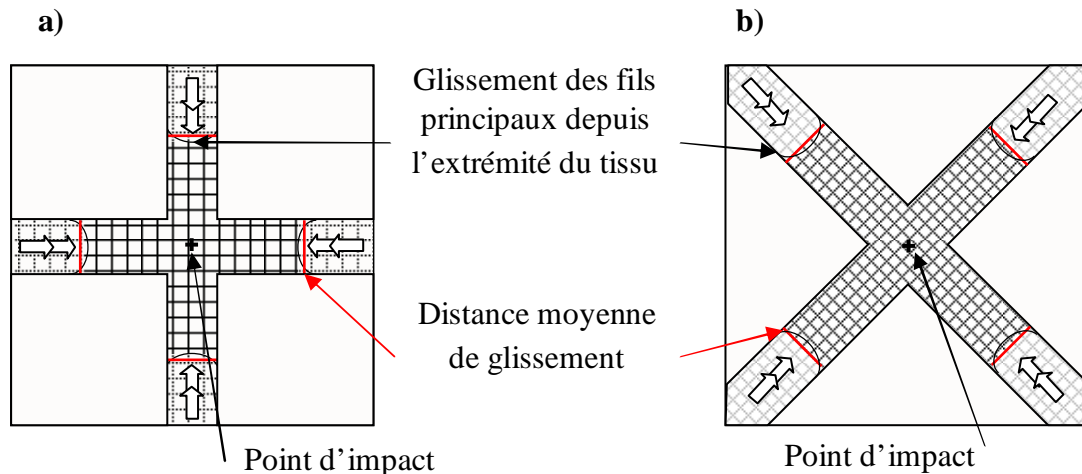


Fig. 4-10: Phénomène de glissement des fils principaux pour des plis orientés à : a) $0/90^\circ$; b) $\pm 45^\circ$

Plusieurs effets peuvent expliquer ces différences de glissement entre le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ et $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$:

- ◆ Motif de tissage : le tissu taffetas présente plus de croisements de fils de chaîne et de trame que le sergé, ce qui tend naturellement à limiter le glissement des fils.
- ◆ Fibre de carbone : sa présence apporte une plus grande rigidité au tissu.
- ◆ Modification des propriétés de frottement entre fils de chaîne et de trame avec le mélange de fils de carbone et d'aramide (l'aramide étant réputé pour avoir un coefficient de frottement faible par rapport à d'autres fibres).

On peut également constater que le sandwich avec tissu hybride en peau avant est plus indenté que celui avec tissu aramide (indentations maximales respectives de 47.3 et 39.3 mm). Cette observation doit être nuancée au vu de la dispersion des vitesses initiales d'impact (123.2 m/s pour le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$, contre 126.9 m/s pour $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$). On peut cependant relier l'indentation du sandwich $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ à l'augmentation de la rigidité du tissu hybride dans le plan (par l'ajout de fibres de carbone et le tissage taffetas). Cette rigidité limite le glissement des fils principaux et favorise les déformations hors plan, ce qui se traduit par des effets de bord plus prononcés avec le tissu hybride qu'avec le sergé (Fig. 4-8a et Fig. 4-9a).

Ces résultats montrent que le comportement à l'impact des cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ et $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ et les endommagements ne sont pas indépendants de la taille de l'échantillon (effets de bord marqués). Cependant, d'autres structures de configurations proches en 300 mm de côté seront testées dans la suite de l'étude afin de s'affranchir de ces effets de bord.

En conclusion, on peut constater que la modification du matériau constitutif des fibres et du tissage entraîne des modes d'endommagement différents au niveau du tissu et du reste du sandwich. Cependant, en globalité, les résultats d'impact restent très proches, comme l'attestent par exemple les courbes d'évolution du projectile. Il est néanmoins intéressant de constater que pour des performances similaires, le sandwich avec tissu taffetas est plus léger que celui avec le tissu sergé (170 g/m^2 pour le taffetas contre 220 g/m^2 pour le sergé, ce qui donne une densité surfacique totale pour le sandwich de 9.35 contre 10.25, soit une diminution de 9%). On peut en conclure que le tissu taffetas hybride semble plus performant que le tissu sergé, bien que les essais ne permettent pas de conclure si l'effet prédominant est dû à la nature de la fibre (masse volumique du carbone inférieure à celle de l'aramide) ou au tissage. Ces points seront abordés plus en détail par la suite, via l'essai d'un tissu taffetas aramide.

1.3.3 Influence du nombre de plis

La comparaison entre les cas $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ et $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ permet d'évaluer l'effet du nombre de plis. Les résultats d'impact fournis en Tab. 4-3 montrent que le sandwich avec 8 plis de tissus secs à l'avant est un cas limite à rupture (mais non accepté car la peau arrière est totalement perforée, comme vu en Fig. 4-11b), tandis que la même configuration avec 16 plis n'est pas perforée. Malheureusement, des problèmes intervenus lors de l'essai d'impact sur la configuration $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ ne permettent pas de connaître l'évolution de la vitesse du projectile pour ce cas.

La structure $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ après impact est représentée en Fig. 4-12 et en Fig. 4-11. On peut voir sur les Fig. 4-11a et Fig. 4-12 le glissement des fils principaux depuis l'extrémité de l'éprouvette jusqu'au point d'impact. La distance de glissement mesurée en Fig. 4-12 atteint 50 mm. Les fils principaux ayant glissé sont visibles à l'arrière de l'éprouvette en Fig. 4-11a et forment une poche à l'arrière du sandwich retenant le projectile. On note que très peu de fils constituant cette poche sont cassés. Ce cas correspond à un cas limite de perforation assez particulier puisque le cœur et la peau arrière sont perforés mais pas la peau avant et que le projectile a été arrêté après avoir perforé la peau arrière.

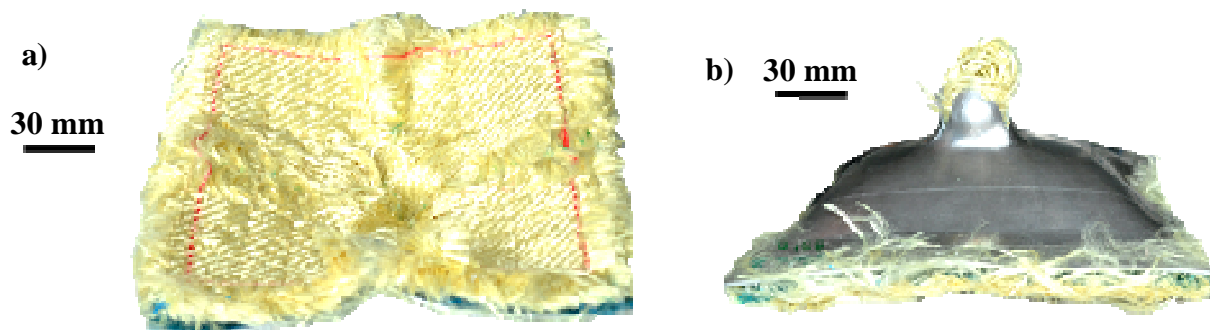
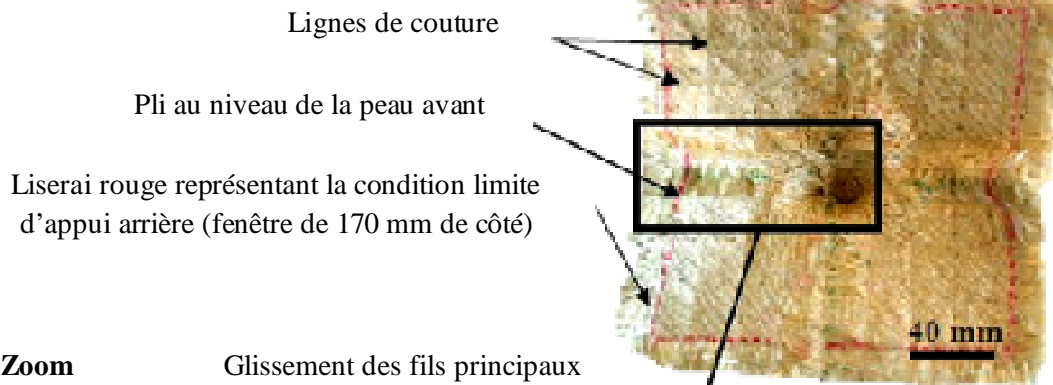


Fig. 4-11: Structure $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ après impact : a) Vue de face ; b) Vue de profil

a) Vue de face de la peau avant



b) Zoom

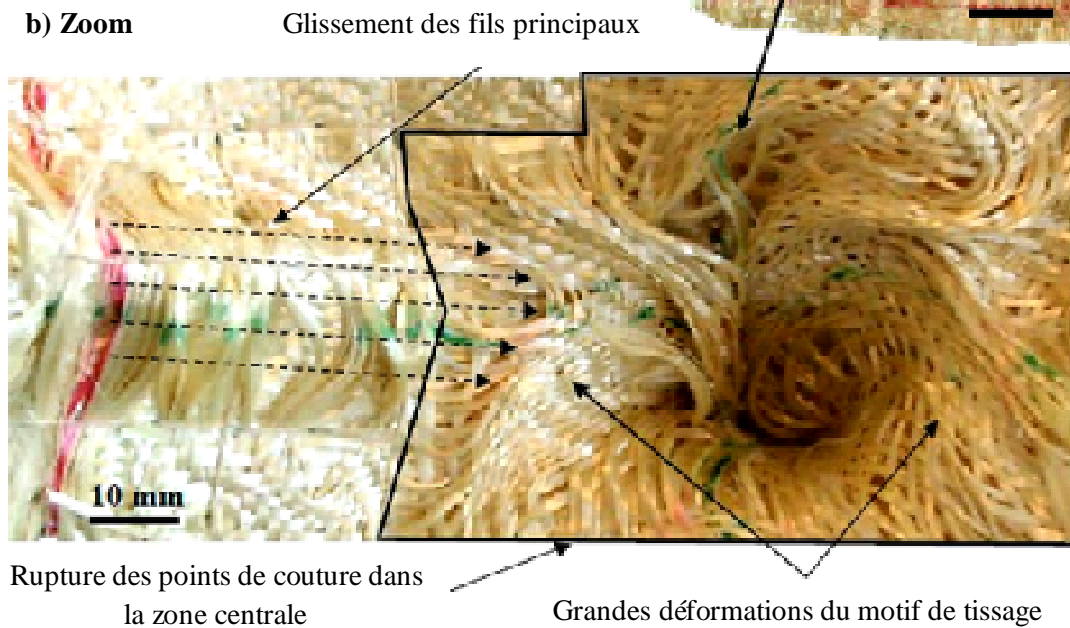


Fig. 4-12: Echantillon $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ après impact : a) endommagement de la peau avant ; b) zoom face avant

Afin de mieux comprendre l'intérêt du nombre de plis sur la résistance à l'impact de la structure, il serait intéressant de comparer les modes d'endommagement pour chacun des plis de tissu composant la peau avant.

Pour ce faire, la configuration $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ a été étudiée pli à pli. Les coutures ont été découpées après impact et les plis retirés les uns après les autres afin de pouvoir visualiser leurs modes d'endommagement. Les vues partielles obtenues pour chaque pli sont données en Fig. 4-13 et les distances de glissement moyennes sont indiquées par pli dans le Tab. 4-4. Il est à noter que les plis sont numérotés par ordre croissant de l'extérieur (face au projectile) vers l'intérieur du sandwich.

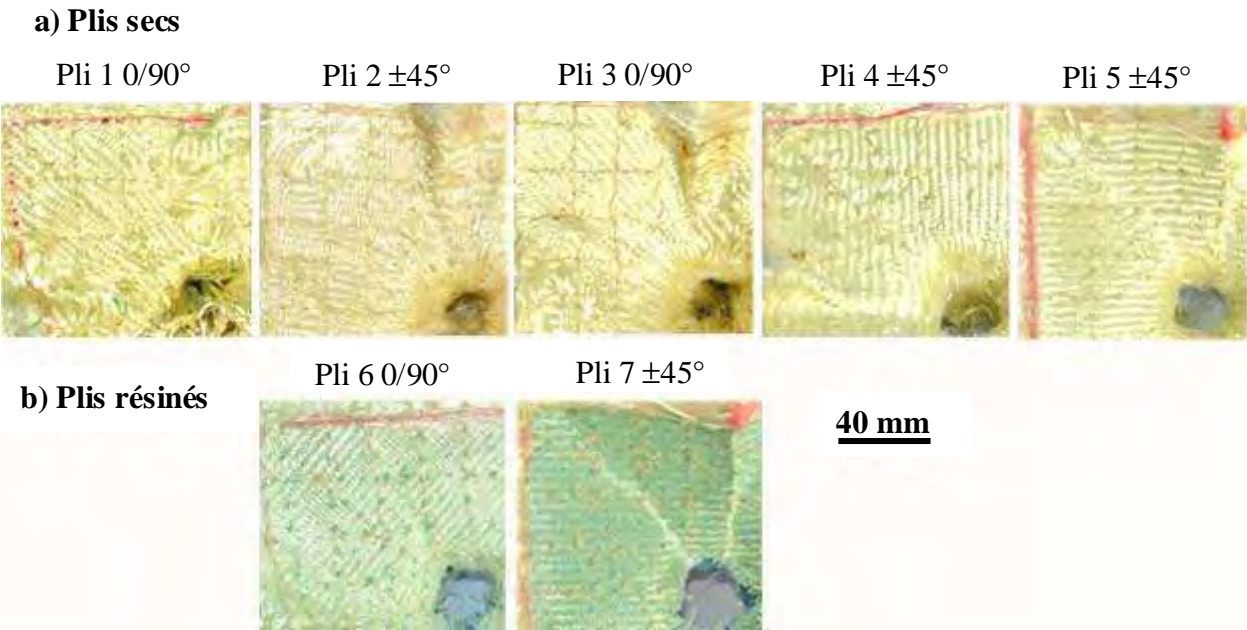


Fig. 4-13: Vue de face partielle des sept premiers plis de la configuration $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$

On peut tout d’abord constater que, sur les huit plis de tissu, les trois derniers plis sont totalement ou partiellement imprégnés de résine. La séparation des 7^{ème} et 8^{ème} plis n’a pas été possible car ces plis sont entièrement résinés et collés ensemble. La résine provient du film de colle utilisé pour maintenir l’arrière du tissu et le cœur.

Durant la phase de cuisson de ce film (1h à 120°C), la résine a migré dans les plis de tissu inférieurs composant la peau avant. On note qu’elle a suivi de manière privilégiée les fils de couture verticaux. Ainsi, autour des points de couture, on peut observer des zones partiellement résinées (zones résinées en bleu sur la Fig. 4-14). Ce phénomène est visible jusqu’au 5^{ème} pli de tissu. Ainsi, d’après ces observations, on peut considérer que sur les 8 plis composant la peau avant, seuls les cinq premiers sont considérés comme étant des tissus secs.

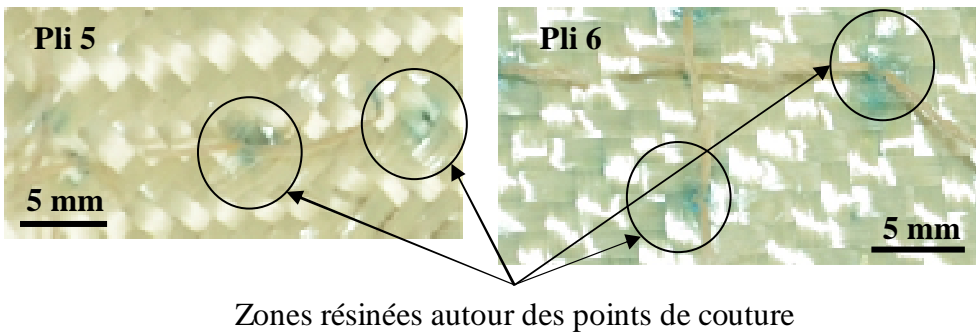


Fig. 4-14: Zones résinées autour des points de couture sur les plis 5 et 6

Numéro du pli	1	2	3	4	5
Orientation	0/90°	±45°	0/90°	±45°	±45°
Distance moyenne de glissement	140	45	70	20	0

Tab. 4-4 : Distances de glissement moyennes mesurées sur les premiers plis de tissu (côté impact)

Pour chacun des plis secs, les modes d'endommagement sont les mêmes que ceux observés sur le premier pli du cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (détails donnés en section 1.3.2). Le glissement des fils primaires apparaît comme un mécanisme d'endommagement prépondérant. Les distances moyennes de glissement mesurées sur éprouvette après impact sont indiquées en *Tab. 4-4* pour chaque pli non résiné.

La distance de glissement diminue significativement quand on passe des plis extérieurs aux plis intérieurs. Par exemple, la distance moyenne de glissement est divisée par deux entre le premier et le troisième pli (qui sont tous deux orientés à $0/90^\circ$). Cet effet peut s'expliquer notamment par des effets de frottements inter-plis, ainsi que le confinement des plis imposé par la couture. De plus, au niveau des plis inférieurs, les fils ont la possibilité de se déplacer latéralement, et s'écartent sous le projectile plutôt que de glisser.

On peut constater que le glissement des fils est supérieur dans les plis à $0/90^\circ$ par rapport aux plis orientés à $\pm 45^\circ$. Par exemple, la distance moyenne de glissement est plus grande dans le troisième pli à $0/90^\circ$ que dans le second pli à $\pm 45^\circ$ (70 contre 45 mm de déplacement). On peut associer cette différence à deux phénomènes :

- ◆ La longueur des fils principaux est supérieure dans les plis orientés à 45° comparé à ceux orientés à 0° . De ce fait, le nombre de croisements est plus important, ce qui limite naturellement le glissement
- ◆ Le motif de tissage à $\pm 45^\circ$ se déforme en cisaillement près du point d'impact. Ainsi, les fils principaux adjacents sont en contact et agglutinés les uns contre les autres, ce qui augmente l'effort nécessaire au glissement.

Au niveau du reste de la structure sandwich, on observe les modes de rupture habituels du cœur et de la peau arrière en aluminium : formation d'une couronne de rupture partiellement détachée et de pétales, densification du nid d'abeille sous le projectile et rupture du joint de colle au voisinage de l'impact. Il est à noter que contrairement aux sandwichs tout aluminium, on n'observe pas de bandes de cisaillement dans l'épaisseur ou de flambement du nid d'abeille en dehors de la zone d'impact (voir les coupes de sandwichs tout aluminium disponibles en Fig. 4-4, section 1.2.2 du chapitre III). Ceci peut être attribué à la faible rigidité de flexion de la peau avant qui transmet des efforts de compression/cisaillement très localisés au cœur.

1.3.4 Influence de la couture

Afin d'évaluer succinctement l'influence de la couture, une configuration supplémentaire a été élaborée et testée sur la base du cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$. La seule différence réside au niveau de la couture, où un quadrillage de 10 mm de côté a été effectué (à la place de celui de 20 mm utilisé pour la configuration $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$). Cependant, la distance entre points de couture reste identique et égale à 10 mm.

Les endommagements après impact de cette configuration supplémentaire sont illustrés en Fig. 4-15. De la même manière que pour le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$, on observe des effets de bord importants, des plis de la peau avant et la rupture des coutures dans la zone proche de l'impact.

Cependant, les bandes de glissements identifiées auparavant sur la peau avant de la structure $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ ne sont plus visibles. On peut constater que certains fils principaux ont glissé de l'extrémité de l'éprouvette vers le centre de l'impact, cependant, le glissement maximal mesuré reste inférieur à 10 mm. Cette mesure est très inférieure aux 50 mm mesurés sur le premier pli du sandwich $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$. La position des extrémités des fils après impact est indiquée en Fig. 4-15b. On peut constater qu'elles s'accumulent avant la première ligne de couture, située un peu avant la ligne rouge. Ainsi, une couture plus raffinée limite de façon significative le glissement des fils principaux.

a) Vue de face de la peau avant

Ligne rouge représentant la condition limite d'appui arrière (fenêtre de 170 mm de côté)

pli au niveau de la peau avant

Extrémités des mèches du premier pli

b) Zoom

Distance de glissement

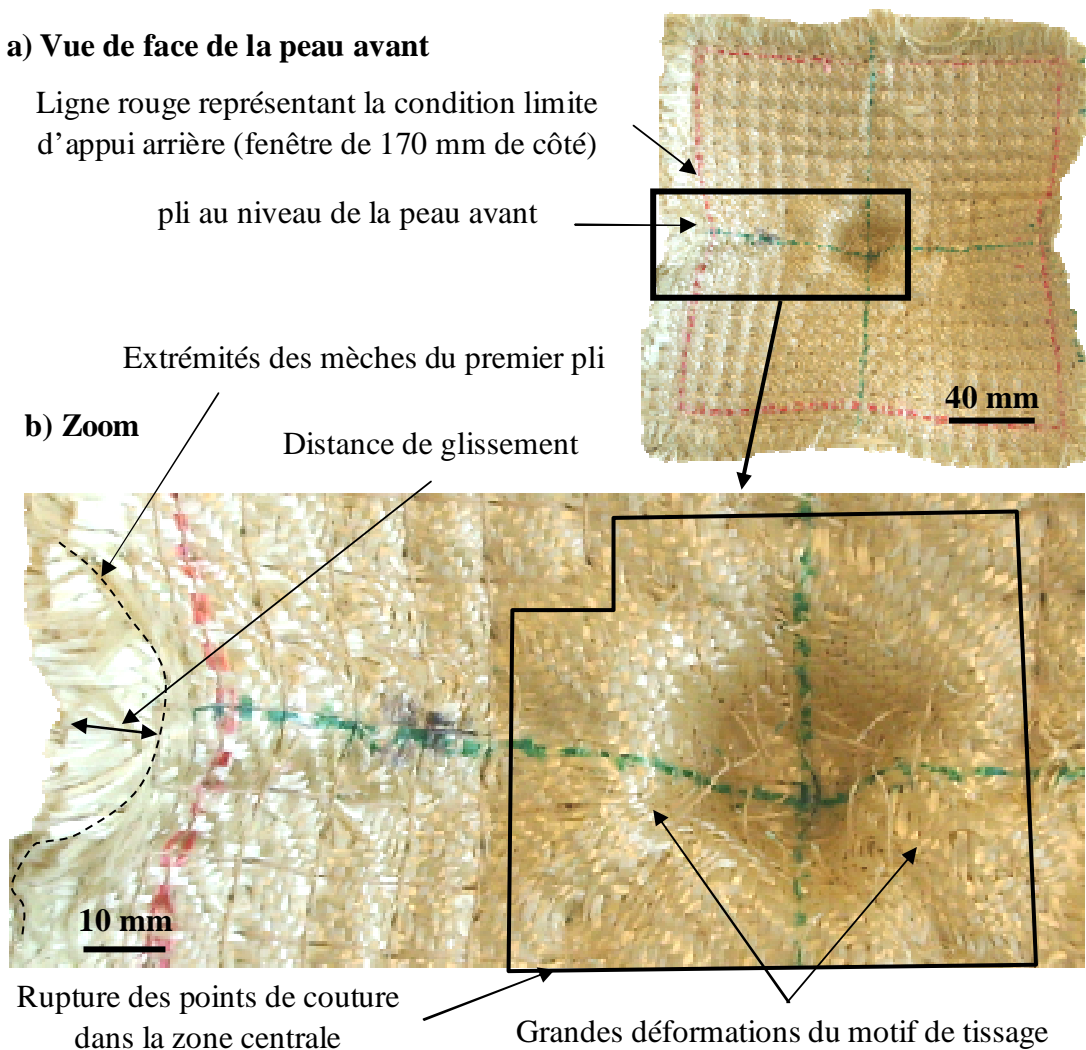


Fig. 4-15: Configuration supplémentaire basée sur le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ avec un quadrillage de 10 mm de côté pour la couture : a) endommagements face avant ; b) zoom face avant

Ce résultat est intéressant car il indique que, pour un endommagement global du tissu plus faible, la quantité d'énergie dissipée semble similaire puisque la structure a arrêté le projectile sans perforation comme pour le cas précédent (vrai à la dispersion près des vitesses initiales sur ces deux essais).

Ainsi, le raffinement du motif de couture s'avère bénéfique sur les endommagements des tissus, et ce, pour un ajout de masse négligeable. Cependant, cette tendance trouve une limite naturelle qui dépend de la taille des fils de tissu. En effet, au-delà d'un certain raffinement du motif de couture, sa présence aura pour effet de bloquer le mouvement des fils (ce qui s'apparente un peu aux cas de tissus résinés). Dans ce cas, les fils seront susceptibles de rompre en traction dans la zone proche de l'impact.

1.3.5 Conclusions des résultats d'essai pour les configurations de 200 mm de côté

Les essais d'impact sur structures à peau avant en composite ont permis de conclure sur les points suivants :

- ◆ Les peaux avant en composite résiné sont plus lourdes qu'une peau avant en aluminium (de 2 mm d'épaisseur) pour une résistance à la perforation inférieure. Ainsi, cette solution n'est pas retenue pour la suite de l'étude.
- ◆ Le matériau constitutif de la fibre, ainsi que le tissage, influencent les modes d'endommagement des tissus secs, sans modifier de manière notable les performances à l'impact. En effet, les résultats des différentes configurations testées (tissu sergé aramide et taffetas aramide et carbone) sont proches. On note cependant l'intérêt du tissu taffetas hybride dont les performances sont comparables au sergé à masse inférieure (diminution de 9% de la masse surfacique du sandwich).
- ◆ Le nombre de plis est bien sûr un paramètre important pour la résistance à l'impact. L'optimal se situe entre 8 plis (rupture du sandwich) et 16 plis de sergé (non rupture). On choisira par la suite un nombre de plis référence défini à 12 plis.
- ◆ Il faut tenir compte du fait que sur le nombre de plis indiqués, les trois plis inférieurs sont partiellement voir totalement résinés et se comportent différemment des plis secs (phénomène à prendre en compte dans le modèle numérique notamment).
- ◆ Le raffinement du motif de couture (passage d'un quadrillage de 20 à 10 mm de côté) permet de limiter l'endommagement dans les tissus, pour des performances à l'impact et une masse comparables.

Pour finir, la rupture du cœur et de la peau arrière, sans perforation de la peau avant en tissu, observée sur le cas $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ donne deux indications intéressantes sur les pistes d'amélioration des structures. D'une part, la superposition de 8 plis peut être considérée comme un nombre limite de plis à perforation et l'optimal se situe donc entre 8 et 16 plis de tissu. Le nombre de plis de référence est donc choisi entre ces deux limites et défini à 12 plis. D'autre part, la présence d'un cœur de plus forte épaisseur aurait peut-être permis au tissu de freiner de manière suffisante le projectile avant son contact avec la peau arrière, évitant ainsi la rupture de cette dernière. Cette possibilité est illustrée en Fig. 4-16 avec le cas $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ testé à l'impact et un cas hypothétique avec un cœur en nid d'abeille de plus forte épaisseur.

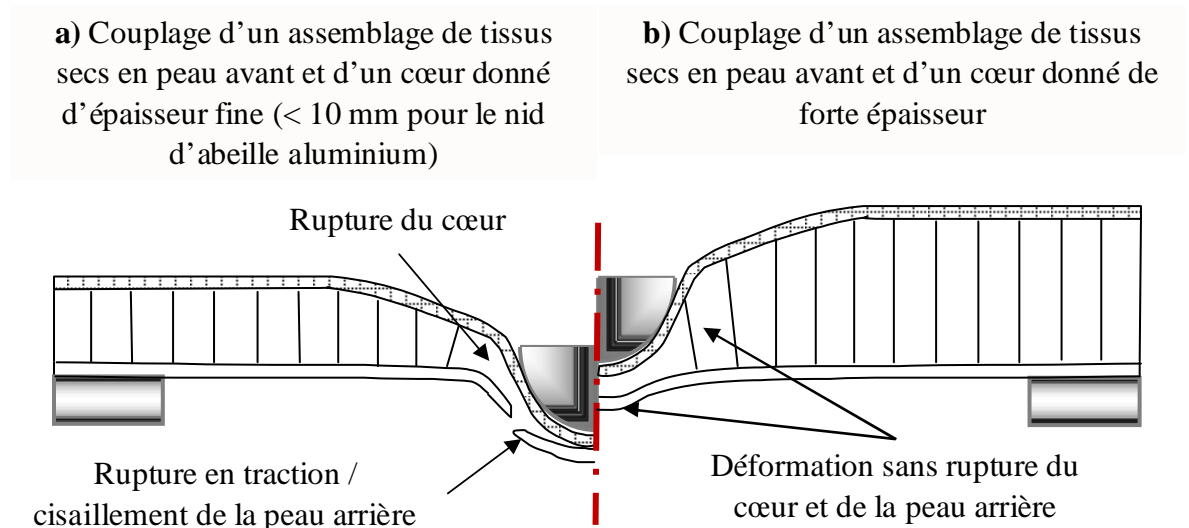


Fig. 4-16: Piste d'investigation sur le couplage entre peau avant en tissus secs et un cœur en nid d'abeille de différentes épaisseurs

En conclusion, plusieurs paramètres sont définis pour la suite de l'étude :

- ◆ Passage d'éprouvettes de 200 à 300 mm de côté
- ◆ Nombre de plis de référence défini à 12 plis (choix basé sur l'étude de configurations de 200 mm de côté avec tissu sergé en peau avant)
- ◆ Choix d'une épaisseur de cœur supérieure ou égale à 20 mm
- ◆ Motif de couture retenu : quadrillage de 10 mm de côté avec un point de couture tous les 10 mm.
- ◆

1.3.6 Influence de la dimension d'éprouvette

Cette étude fait suite aux résultats et analyses effectuées sur éprouvettes de 200 mm de côté. De ce fait, les choix pour les structures identifiées précédemment sont respectés : sandwich de 300 mm de côté, 12 plis de tissus, points de couture tous les 10 mm avec quadrillage de 10 mm de côté, et cœur en nid d'abeille aluminium de 30 mm d'épaisseur.

De plus, les résultats d'impact ont montré que le tissu hybride taffetas semblait prometteur car comparable au sergé pour une masse inférieure (voir en section 1.3.2). Ainsi, afin d'identifier un éventuel effet du tissage, un tissu taffetas en fibre aramide a également été testé et ses propriétés sont indiquées en Tab. 4-1. Les résultats d'impact obtenus sur les structures de 300 mm de côté sont synthétisés en Tab. 4-3, ainsi qu'en Fig. 4-17 et Fig. 4-18.

L'évolution de la vitesse du projectile est proche pour les deux configurations $[T_{12}AH_{30}A_1]_{300}$ et $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$. On note cependant que cette évolution se distingue nettement de celle obtenue avec les cas de référence (peaux aluminium et sandwich tout aluminium). Au début de l'impact, le projectile est freiné plus lentement sur les cas avec peau avant composite. Ce phénomène semble indépendant de la taille d'éprouvette et peut s'expliquer par la mise en tension progressive des fils principaux et l'initiation des phénomènes de glissement des fils.

Après 0.58 ms, on observe une inflexion de la vitesse du projectile avec une décélération constante mais plus faible que pour les étapes précédentes. Cette étape pourrait correspondre à l'effet structure si l'on se base sur l'exemple des sandwichs et peaux aluminium. Le fait que les trois courbes propres aux sandwichs avec tissus se rejoignent à cette étape appuie cette hypothèse.

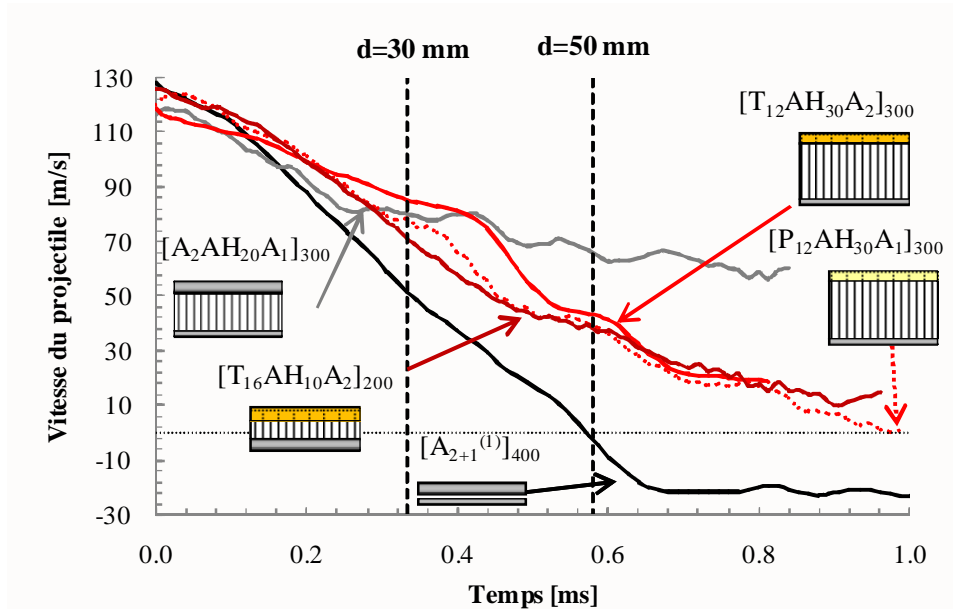


Fig. 4-17: Evolution de la vitesse du projectile pour les échantillons de 300 mm de côté plus le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ pour la comparaison

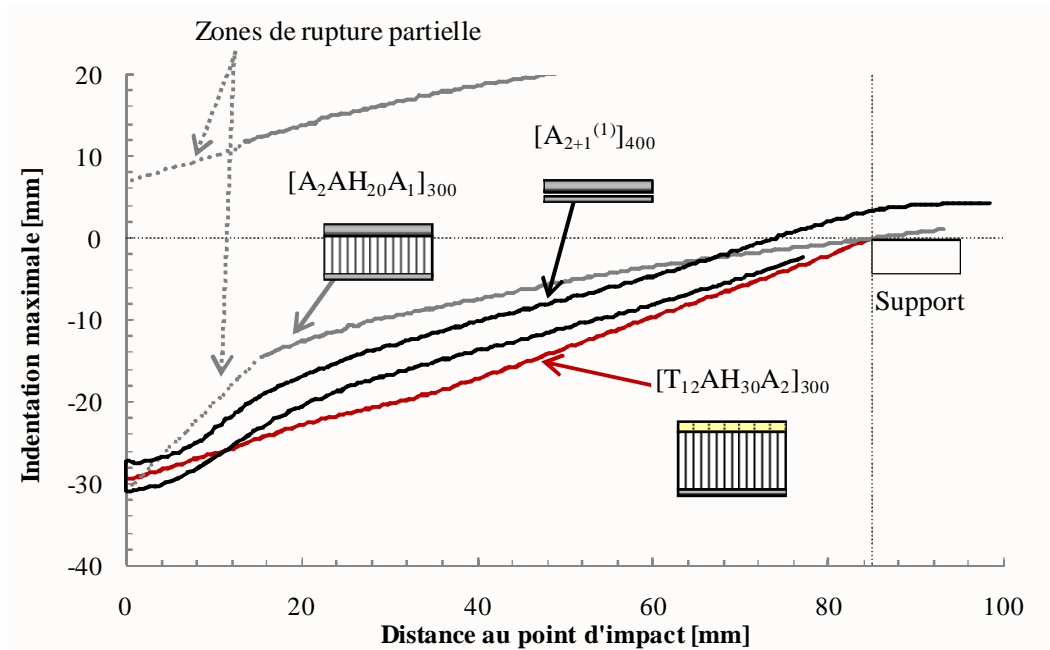


Fig. 4-18 : Profils d'indentation résiduelle pour les configurations de 300 mm de côté

Les profils résiduels visibles en Fig. 4-18 montrent que l'indentation arrière de la configuration $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$ et des peaux aluminium de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ sont proches (29.4 contre 30.6 mm d'indentation maximale respectivement). On note cependant que les déformées diffèrent dans la zone proche de l'impact pour ces deux configurations. Pour les peaux aluminium, la zone majoritairement indentée (déformations plastiques importantes et striction) se situe dans un rayon inférieur à 20 mm. Dans le cas $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$, cette zone est plus étendue (inflexion du profil visible à 35 mm de l'impact), ce qui montre une meilleure répartition des efforts sur la surface de l'échantillon. Cet effet peut être attribué en partie à la bonne répartition des efforts dans les tissus en peau avant et à la présence d'un cœur.

Les modes d'endommagement des tissus sergé et taffetas sont illustrés respectivement en Fig. 4-19 et Fig. 4-20. Ils sont globalement similaires à ceux observés sur les échantillons de 200 mm de côté, sans la présence d'effets de bord cependant. D'autre part, des plis observés au niveau de la peau avant sont particulièrement visibles sur la configuration avec taffetas, ce qui n'est pas le cas du sergé. Cela peut s'expliquer par le fait que le tissu taffetas est plus rigide (dans le plan et hors plan), de par l'augmentation du nombre de croisements dû au tissage et le compte en chaîne et en trame supérieur par rapport au sergé (6.7 mèches par centimètre, contre 6.5 avec le sergé). L'apparition de ces plis marqués est attribuée à la déformation des plis résinés inférieurs qui impose la déformation des plis secs situés face à l'impact, visible en Fig. 4-20a.

Un phénomène particulier est observé sur les échantillons de 300 mm de côté pour les deux tissages testés. On peut constater un glissement significatif des fils secondaires d'une ligne de couture à la suivante, ce qui conduit à une accumulation et à une zone de compression des fils (voir en Fig. 4-19b et Fig. 4-20b). Cet effet est susceptible de limiter le glissement des fils principaux par l'augmentation de l'effort appliqué par les fils secondaires.

Pour finir, les Fig. 4-19c et Fig. 4-20c illustrent la position finale des extrémités des fils principaux. En moyenne sur les quatre bords, la distance de glissement mesurée est évaluée à 12.4 mm dans le cas du sergé et à 10.4 mm pour le tissu taffetas. Cette distance est proche, malgré la différence de tissage, ce qui indique que la couture (raffinage du motif et distance entre deux points de couture) est probablement le paramètre le plus influent.

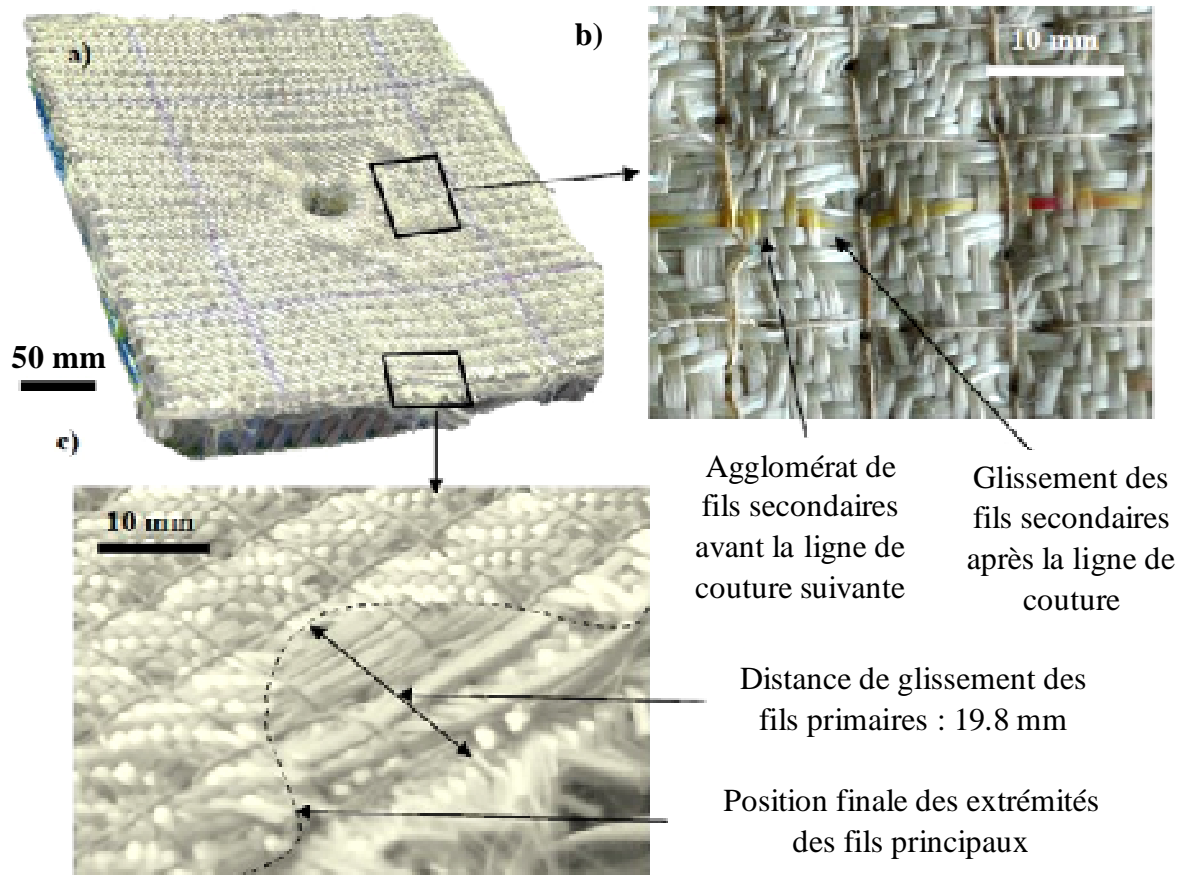


Fig. 4-19: Endommagements de la peau avant de la configuration $[T_{12}AH_{30}A_1]_{300}$

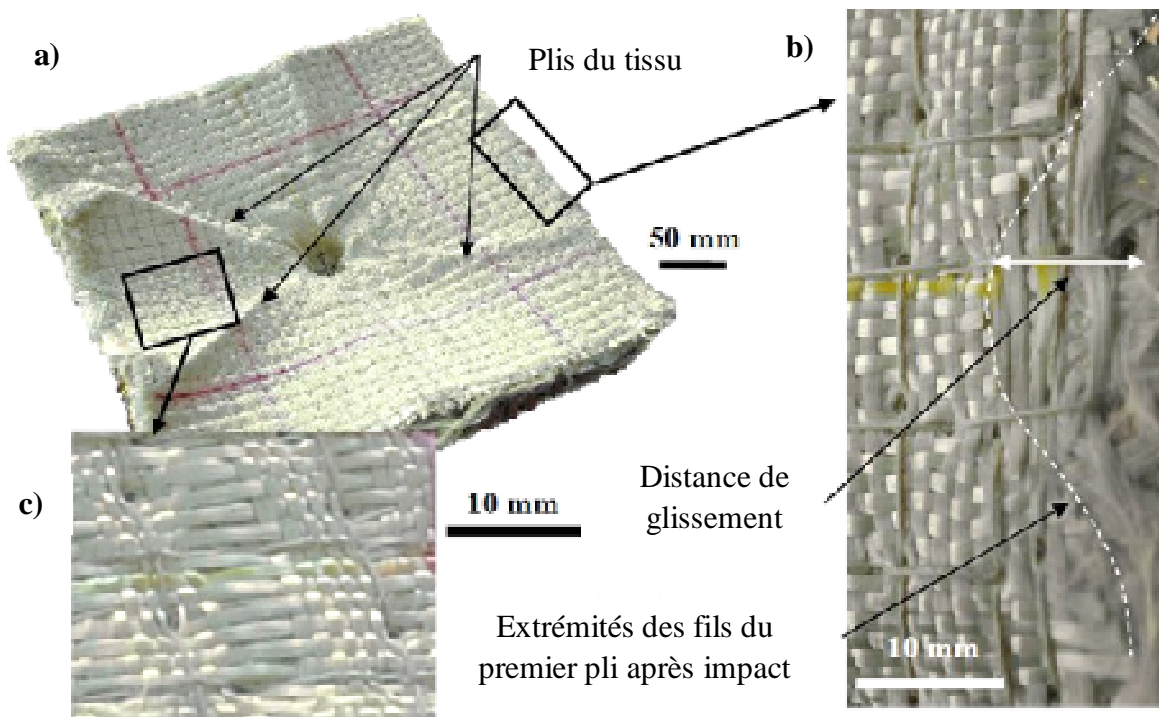


Fig. 4-20: Endommagements de la peau avant de la configuration $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$

En conclusion, on peut remarquer que les résultats obtenus pour les tissus sergé et taffetas sont proches (similitudes au niveau de l'évolution des vitesses et des modes d'endommagement). Ainsi, le tissage ne semble pas modifier le comportement général de la structure à l'impact. Cependant, le résultat évoqué en section 1.3.2 se confirme sur ces essais. En effet, pour des performances égales, le tissu sergé est environ 20% plus lourd que le taffetas. Ainsi, ce dernier sera choisi comme cas de référence par la suite (notamment pour les structures sandwichs avec peau avant en tissu testées au chapitre V en section 3).

1.4 Etude expérimentale de sandwichs à peau avant Interlock

On a vu que les sandwichs avec peau avant en tissus secs assemblés dans l'épaisseur par points de couture présentent de bonnes performances à l'impact. Afin d'étudier plus en avant l'effet du tissage, il a semblé intéressant de comparer ces structures 2.5D (plis superposés cousus) à des structures tissées tridimensionnelles. Pour ce faire, des structures interlock ont été testées à l'impact, en tant que peau avant de sandwich. L'objectif de cette étude préliminaire consiste à évaluer la résistance à la perforation de telles structures et de la comparer à celle des tissus.

1.4.1 Présentation des structures interlock

Les structures à tissage tridimensionnel sont de plus en plus étudiées et testées en tant que protection contre des impacts à haute vitesse car elles offrent une bonne résistance au délaminage entre plis [TAN, 1997]. Elles sont généralement employées pour de la résistance balistique. On note quelques études numériques relativement récentes ([SUN, 2007], [DE LUYCKER, 2009], ...) et des études expérimentales [BOUSSU, 2007], [LEFEBVRE, 2009] (structures résinées et utilisées en association avec des matériaux céramiques ou métalliques en tant que protection balistique).

La fabrication des interlocks est réalisée à l'aide d'une machine de tissage 3D. On peut distinguer plusieurs étapes d'élaboration :

- ◆ A partir des bobines disposées sur des poutrelles, on dispose les fils de sens chaîne dans l'espace, selon la largeur et l'épaisseur de la structure choisie. Ces fils sont ensuite tendus par un système de poids et leur verticalité est vérifiée.
- ◆ Les fils de trame sont ensuite insérés dans l'assemblage en formant les motifs désirés dans l'épaisseur. Une fois la largeur du tissu atteinte, un peigne vient comprimer le fil de trame tissée afin de former la densité de trame choisie (distance entre les fils de trame).

Le nombre de motifs possibles est infini, ce qui permet d'adapter le tissage en fonction des applications visées. On peut notamment faire varier le motif ou la taille des fils au cours de la fabrication. Cependant, le temps de mise en place (modification des bobines et programmation du motif de tissage) et de fabrication sont conséquents. A titre d'exemple, une fois le montage mis en place, la fabrication d'une structure interlock carrée de 300 mm de côté nécessite un jour de fabrication.

Les structures testées dans cette étude ont été réalisées au laboratoire GEMTEX (ENSAIT) dans le cadre du projet MANSART. Trois types de tissage ont été proposés. Il s'agit de tissages couramment associés à des structures de blindage : le tissage diagonal sans renfort, le tissage couche à couche dégressif et le tissage couche à couche de type toile sans renfort. Les motifs de tissage sont donnés en Fig. 4-21 pour les trois structures citées.

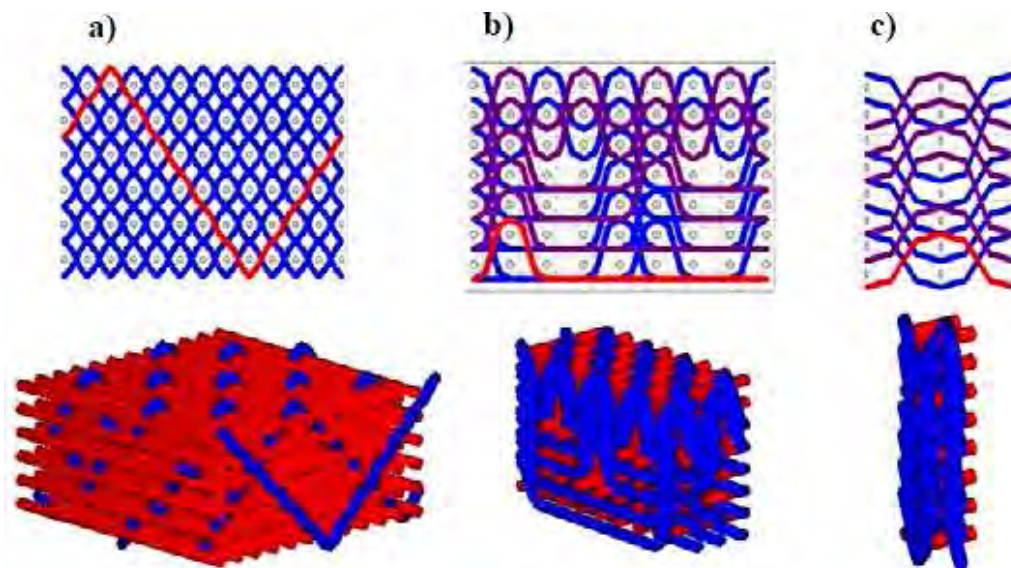


Fig. 4-21: Vue en coupe et isométrie des tissages 3D testés à l'impact : a) tissage diagonal ; b) Tissage couche à couche dégressif ; c) Tissage couche à couche type toile sans renfort

Les structures interlock ont été tissées à partir de fibres para-aramides (Twaron) de 3370 décitex et composées d'environ 2000 filaments de 12 μm de diamètre. La densité des architectures testée varie entre 520 et 750 kg/m^3 . Elles ont une épaisseur totale d'environ 5 mm et une fraction volumique de fibres comprise entre 36 et 52%. A titre de comparaison, on note que l'épaisseur totale de 12 plis de tissu sergé atteint 3.4 mm. Le choix de la fibre (nature et densité linéique) ainsi que l'épaisseur des structures a été effectué afin de correspondre au mieux aux paramètres des tissus secs. Le détail des structures testées est donné en Tab. 4-5.

Tissage	Nombre de couches	Masse [kg/m^2]	Epaisseur [mm]
Diagonal sans renfort	6	2.52	5.15
Couche à couche dégressif	7	2.67	5.15
Couche à couche toile sans renfort	8	2.48	5.15

Tab. 4-5 : Descriptif des structures interlocks testées à l'impact

1.4.2 Description des structures sandwiches testées

Les structures sandwiches avec peau avant en interlock sont définies sur l'exemple du cas $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$. Chacune de ces structures présente les caractéristiques suivantes :

- ♦ Structures de 300 mm de côté avec cœur en nid d'abeille aluminium de 30 mm de hauteur (d'après les critères établis à la fin de la section 1.3.5) et peau arrière en aluminium de 1 mm d'épaisseur.
- ♦ Collage habituel par film Redux entre les peaux et le cœur

Le détail des structures testées est donné en Tab. 4-6, et les structures sandwiches avant impact sont illustrées en Fig. 4-22 pour l'interlock diagonal et couche à couche dégressif (zone la moins dense située du côté impact).

ID	Figure	Nuance / Tissu	Nplis	a [mm]	$e_{cœur}$ [mm]	Assemblage	ρ_s [kg/m ²]
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		5086	/	400	0	Redux	8.26
$[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		taffetas	12	300	30	Couture/ Redux	8.02
$[I1_5AH_{30}A_1]_{300}$		Interlock tissage diagonal		300	30	Redux	8.26
$[I2_5AH_{30}A_1]_{300}$		Interlock couche à couche dégressif		300	30	Redux	8.24
$[I3_5AH_{30}A_1]_{300}$		Interlock couche à couche type toile sans renfort		300	30	Redux	8.46

Tab. 4-6 : Descriptif des structures à peau avant interlock et références associées

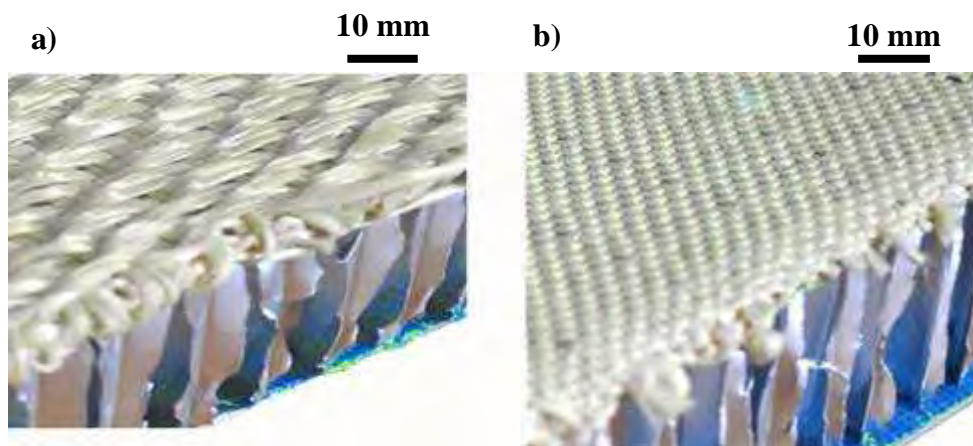


Fig. 4-22: Vue du sandwich avec interlock à tissage : a) couche à couche dégressif ; b) diagonal

1.4.3 Résultats d'essais

Les résultats d'essais obtenus pour ces structures sont donnés en Tab. 4-7. Ils sont comparés au cas de référence de peaux aluminium seules et au sandwich composé de 12 plis de tissu taffetas en tant que peau avant. On note que la distance maximale du projectile n'est pas disponible pour ces essais à cause de la forte épaisseur de ces structures et de leur indentation significative qui masquent l'avancée du projectile.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	R_{av}/R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		122.6	954	-21.5	925/96.9%	N/O	0.76	37.0	30.6
$[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		123.0	961	-5.8	959/99.8%	N/N	0.87	54.3	29.4
$[I1_5AH_{30}A_1]_{300}$		121.1	931	-3.0	931/99.9%	N/O	1.75	NC	20.9
$[I2_5AH_{30}A_1]_{300}$		116.2	858	-3.0	857/99.9%	N/N	1.76	NC	/
$[I3_5AH_{30}A_1]_{300}$		119.9	913	-3.0	912/99.9%	N/N	1.85	NC	29.4

Tab. 4-7 : Résultats d'impact sur structures sandwichs avec peau interlock à l'avant et cas de référence associés

L'évolution de la vitesse du projectile pour les différents cas testés est donnée en Fig. 4-23. Les motifs de tissage associés aux structures interlocks sont rappelés sur la figure. Après 0.6 ms, la vitesse du projectile est supérieure pour les interlocks, par rapport aux tissus ou aux peaux aluminium. Cependant, cette donnée est à relativiser par la durée d'impact supérieure à la moyenne pour les essais avec ce type de peau (en moyenne 1.8 ms d'impact contre moins de 1 ms pour la configuration $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$). D'autre part, aucune des structures à peau avant interlock n'est perforée à la fin de l'impact.

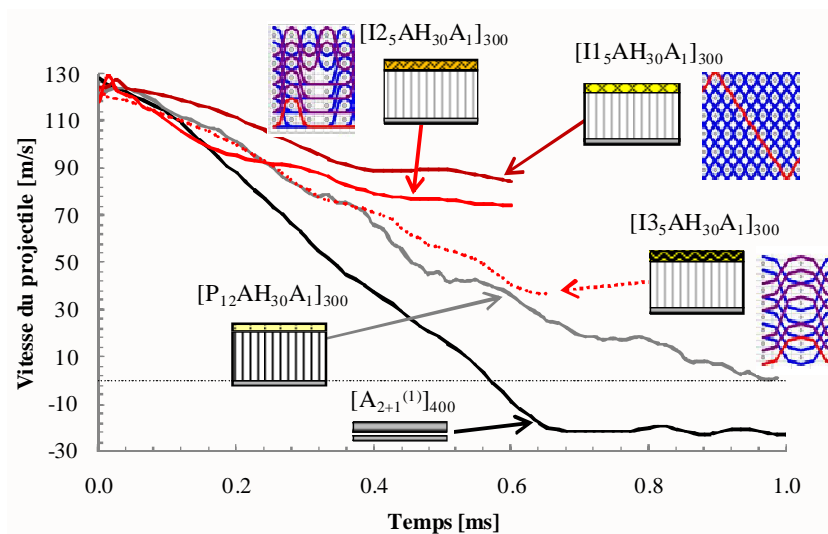


Fig. 4-23: Evolution de la vitesse du projectile pour sandwichs à peau avant interlock et cas de référence associés

L'interlock à tissage diagonal (structure I1) correspond au tissage le plus souple puisqu'il permet aux fils primaires intermédiaires de glisser facilement les uns par rapport aux autres. De plus il s'agit de la structure la plus fine, avec seulement 6 couches de fils disposées dans l'épaisseur. Pour ces raisons, il semble logique que cette structure offre moins de résistance à l'avancée du projectile et que la vitesse après 0.6 ms soit plus élevée pour ce cas que pour les autres. D'autre part, le profil d'indentation marqué de la peau avant visible en Fig. 4-25 confirme cette tendance.

Les tissages couche à couche progressif et de type toile sont caractérisés par un tissage plus serré que le tissage diagonal. Il est donc attendu qu'ils offrent plus de résistance à l'avancée du projectile. Le tissage couche à couche progressif est un cas mixte pour lequel les trois premières couches de fil s'apparentent à un tissage de type toile. Cependant, le tissage des plis inférieurs offre plus de souplesse à la structure. Ainsi, il semble logique de constater que le tissage couche à couche progressif ait un comportement intermédiaire au tissage diagonal et couche à couche de type toile (courbe rouge clair en Fig. 4-23).

Pour finir, le tissage couche à couche de type toile est le tissage le plus serré des trois présentés ici. Il offre néanmoins une certaine souplesse en interne puisque chaque couche est uniquement reliée à sa couche inférieure, ce qui autorise les glissements inter-couche. Son tissage ressemble à celui du taffetas, ce qui explique que l'évolution du projectile soit proche pour ces deux structures.

Les endommagements des sandwichs avec peau avant en interlock sont illustrés en Fig. 4-24, Fig. 4-25 et Fig. 4-26. Il n'y a pas d'endommagement particulier visible sur les structures $[I1_5AH_{30}A_1]_{300}$ et $[I2_5AH_{30}A_1]_{300}$ en peau avant (courbure régulière de l'interlock). Par contre, l'interlock à tissage couche à couche de type toile montre la formation de plis orientés à 45° par rapport à la structure. Ce phénomène peut s'expliquer par le tissage qui permet le glissement entre les différentes couches comme évoqué précédemment.

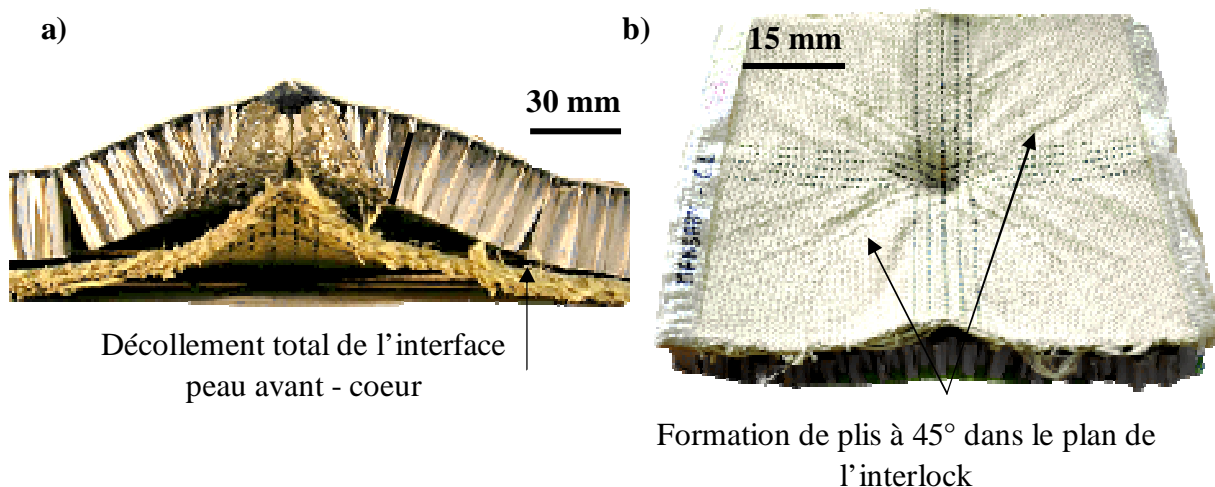


Fig. 4-24: Endommagements de la structure $[I3_5AH_{30}A_1]_{300}$ (interlock couche à couche type toile sans renfort)

Dans la zone proche du projectile, les déformées des trois structures interlock, ainsi que du nid d'abeille sont globalement proches : indentation de la peau avant interlock (plus ou moins importante selon le tissage et la souplesse de la structure), flambement du nid d'abeille en compression, indentation locale de la peau arrière. On note que pour chacune des structures testées, la peau arrière montre un début de fissure parfois sans ouverture. Une fissure à peine ouverte est visible en Fig. 4-25c.

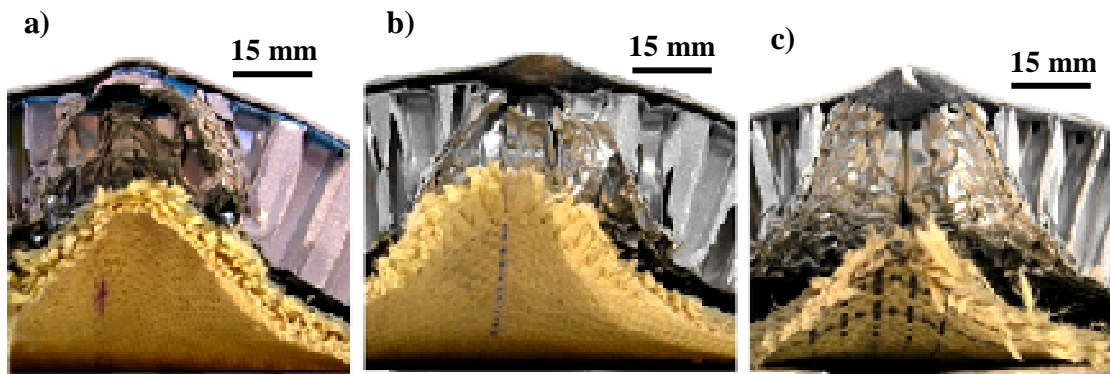


Fig. 4-25: Endommagement du sandwich dans la zone d'impact ; Interlock : a) I1 ; b) I2 ; c) I3

Au niveau des appuis, on peut constater que la double paroi des cellules de nid d'abeille est décollée, sous l'effet de fortes contraintes en cisaillement transverse au niveau des appuis des conditions limites (Fig. 4-24a et Fig. 4-26b). D'autre part, on peut constater que la face inférieure des structures interlock est partiellement résinée. Des ruptures de fils résinés sont visibles sous le point d'impact, sans que l'on puisse toutefois parler de rupture de la peau avant.

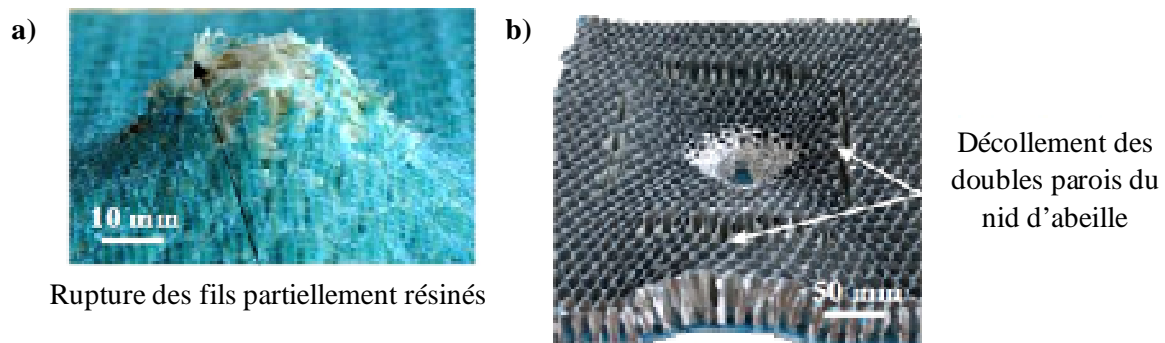


Fig. 4-26: a) Face inférieure des structures Interlock ; b) Endommagement du nid d'abeille

Un problème récurrent est rencontré sur les essais intégrant des peaux interlock. En effet, le collage entre la peau avant et le cœur en nid d'abeille aluminium n'est pas assuré pendant l'impact. A la fin de l'essai, la peau avant est totalement désolidarisée du reste de la structure (Fig. 4-24a). Cet effet est attribué à deux facteurs : d'une part, le tissu a tendance à absorber à lui seul une grande quantité de résine (Fig. 4-26a); d'autre part, le cœur en nid d'abeille offre une faible surface de collage, ce qui diminue l'adhésion entre la peau et le cœur. Ainsi, pour de futurs essais, plusieurs solutions peuvent être envisagées afin d'éviter ce décollement : utiliser une résine plus visqueuse qui s'imprègne moins dans la structure interlock, tester des éprouvettes de plus grande dimension, modifier la structure de cœur, etc.

1.4.4 Conclusions

Des structures interlock ont été testées en tant que peau avant de sandwich afin d'évaluer leur résistance à l'impact et de la comparer à la superposition de tissus plans. Trois tissages différents ont été comparés : tissage diagonal, couche à couche progressif et couche à couche de type toile. La structure couche à couche de type toile est celle qui s'apparente le plus à l'assemblage de tissus taffetas et leurs résultats sont proches. Les autres types de tissages donnent des structures plus flexibles, qui offrent moins de résistance à l'avancée du projectile.

Ces structures présentent globalement une bonne résistance à l'impact, mais une masse surfacique supérieure à l'assemblage de 12 plis de taffetas (8.02 contre 8.3 kg/m² en moyenne pour les interlocks). On constate également un décollement systématique entre la peau avant et le nid d'abeille, dû à la mauvaise adhésion du film de colle. Ainsi, cette étude préliminaire sur structures interlock ouvre des perspectives en termes de futurs essais. Par exemple, le nid d'abeille de 30 mm d'épais ne semble pas être le meilleur choix de cœur pour une association avec peau avant en interlock : mauvaise adhésion de la colle, endommagements principalement concentrés dans la zone d'impact, masse non négligeable, etc. D'autres structures de cœur peuvent ainsi être envisagées : structures non-tissées non résinées ou fibres enchevêtrées (voir leur description au chapitre V, section 2.1), mousses,...

1.5 Conclusion de l'étude expérimentale

Des essais d'impact ont été réalisés sur structures sandwichs intégrant une peau avant composite. Trois types de peaux composites ont été testées : assemblages de plis résinés ou secs, et structures interlock.

Plusieurs points sont à retenir :

- ◆ La présence de résine est préjudiciable à la résistance à l'impact du sandwich. En effet, elle rigidifie la peau en bloquant les mouvements relatifs des fils dans le tissu et introduit un comportement fragile pour la structure. Les endommagements observés sont localisés sous l'impact et l'énergie absorbée reste faible.
- ◆ De la même manière que pour les autres cas d'étude, les structures de 200 mm de côté ne sont pas retenues à cause d'effets de bord importants et du glissement non représentatif des fils principaux. Les structures de 300 mm de côté n'ont pas ces inconvénients et cette dimension sera retenue pour la suite.
- ◆ Au niveau du tissage, le sergé et le taffetas présentent globalement des comportements et performances similaires à l'impact. Cependant, le tissage taffetas sera retenu en priorité car il est plus léger que le sergé (170 g/m² contre 220 g/m² respectivement).
- ◆ Le nombre de plis influence significativement les performances à l'impact. Un nombre de plis de référence a été défini à 12 plis à la suite des essais. Il est cependant important de noter que quelque soit le nombre de plis choisi, les trois derniers (côté intérieur) sont partiellement résinés lors de la polymérisation du joint de colle, ce qui modifie drastiquement leur comportement.

- ◆ Un motif de couture raffiné permet de limiter le glissement des fils, ce qui réduit les endommagements sans modifier l'énergie absorbée globalement par la structure. Un quadrillage de 10 mm de côté avec un point de couture tous les 10 mm a été choisi comme référence.
- ◆ Une étude préliminaire a permis d'établir la bonne résistance à l'impact de trois structures interlock intégrées en tant que peau avant de sandwich. Chaque interlock a un comportement bien spécifique aux choix de tissage effectués, cependant en globalité sur les essais, les performances des trois structures se valent (même énergie absorbée pour des masses proches).

En conclusion sur cette étude, on note que la structure avec peau avant en tissus secs et intégrant tous les critères évoqués précédemment (tissage, nombre de plis, couture) donne de meilleures performances à l'impact que la configuration de référence associée aux plaques aluminium seules.

Par rapport aux choix de cœur associés avec les tissus secs ou interlocks, on peut souligner les points suivants :

- ◆ La combinaison d'un cœur résistant et de forte épaisseur avec les assemblages de tissus secs cousus offre un bon exemple de couplage peau avant/cœur. En effet, un cœur résistant en compression et cisaillement transverse permet de compenser la faible rigidité transverse des tissus secs. Cette faible rigidité des tissus est un atout en termes de résistance à la perforation puisqu'ils se déforment sans rompre sous l'avancée du projectile, là où une peau avant aluminium casse typiquement en traction et cisaillement transverse.
- ◆ L'association entre une peau avant interlock et un cœur en nid d'abeille présente certains inconvénients : décollement total de l'interface cœur/peau avant, localisation des efforts par le nid d'abeille et début de rupture de la peau arrière dans certains cas, et enfin masse supérieure aux sandwichs avec tissus secs cousus. Ainsi, d'autres types de cœur plus souples et légers peuvent être envisagés pour remplacer le nid d'abeille : fibres enchevêtrées, structures non-tissées non résinées (structures détaillées par la suite au chapitre V, en section 2.1), mousses, etc.

2. CARACTERISATION ET MODELISATION DE TISSUS SECS

La synthèse des résultats d'impact sur sandwichs avec peau avant en tissus secs a permis d'identifier plusieurs modes d'endommagement dans les tissus :

- ◆ Glissement longitudinal et transverse des fils principaux sous le projectile
- ◆ Rupture des fils de couture
- ◆ Déformation du motif de tissu au voisinage de la zone d'impact, avec blocage des fils en cisaillement
- ◆ Rupture et déformations des plis inférieurs partiellement résinés.

On peut relier ces mécanismes à divers modes de dissipation d'énergie dans les tissus. Les études de la littérature en identifient plusieurs significatifs : énergie cinétique transférée au tissu, énergie de déformation élastique des fils, énergie visqueuse dissipée (dans le cas où un comportement viscoplastique est considéré), énergie dissipée via les frottements, énergie de rupture des fils, ainsi que d'autres contributions peu significatives [DUAN, 2006], [JOO, 2008], [PARSONS, 2012].

Cependant, la comparaison entre les études de la littérature et notre étude s'avère délicate, pour les raisons suivantes :

- ◆ Dans notre cas, les conditions d'essai sont assez différentes de l'ensemble des études. D'une part, la condition de bords libres est globalement peu traitée par rapport aux conditions d'encastrement. D'autre part, contrairement à notre cas, beaucoup d'études étudient le comportement du tissu au-dessus de sa vitesse limite balistique. Or, certains effets caractéristiques de ce domaine d'étude ne sont pas retrouvés en deçà de cette vitesse limite, comme par exemple la rupture des fils.
- ◆ A notre connaissance, il n'y a pas d'étude numérique qui s'intéresse à la modélisation de tissus cousus dans la littérature.
- ◆ Peu d'études expérimentales ou numériques considèrent des assemblages de plusieurs plis, et quand c'est le cas, le nombre de plis reste largement inférieur à notre cas [CHOCRON, 2010], [JOO, 2008].
- ◆ Pour finir, aucune étude à notre connaissance ne traite du comportement de tissus intégrés au sein d'assemblages, comme des structures stratifiées ou des sandwichs.

Pour notre étude, il est difficile d'évaluer l'influence du couplage cœur-peaux sur le comportement des tissus. Dans le cas le plus extrême, il est même possible que le tissu dissipe peu d'énergie en interne (via les déformations, glissements, etc.), mais que sa présence entraîne des effets bénéfiques sur le cœur et la peau arrière. Par exemple, la résistance des tissus à la perforation, ainsi que leur bonne capacité à répartir les efforts joue peut-être un rôle bien plus déterminant que l'effet du tissage ou de la nature du fil.

Ainsi, le modèle numérique de tissu développé lors cette étude devra être suffisamment simplifié afin d'être par la suite implémenté dans un modèle global de sandwich (pour lequel on reprendra les modèles de nid d'abeille et de peaux aluminium développés dans les chapitres II et III). Il sera également nécessaire de résoudre certaines difficultés prévisibles :

- ◆ Nombre de plis important à considérer : de 12 à 16 plis
- ◆ Grandes dimensions des éprouvettes : 200 et 300 mm de côté
- ◆ Prise en compte de la couture

D'après les études de la littérature, les frottements intervenant dans le tissu influencent les performances à l'impact des tissus [BRISCOE, 1990], [BAZHENOV, 1997], [CHEESEMAN, 2003], [DUAN, 2006], [NILAKANTAN, 2012], [PARSONS, 2012]. Ils peuvent être de plusieurs types : frottement intra-fil (contact entre les filaments), entre les fils du tissu, entre les différents plis et entre le projectile et le tissu. A ce jour, les bénéfices de l'augmentation du coefficient de frottement entre fils ne sont pas clairement établis.

Les études numériques montrent que la condition de bord libre est celle sur laquelle le frottement intervient le plus en dissipant une part non négligeable de l'énergie dans le tissu (15% pour $\mu=0.5$, d'après Duan et al. [DUAN, 2005]). Ce point sera donc considéré avec attention dans cette étude.

Il est à noter que l'on ne cherche pas ici à atteindre le niveau de détail microscopique et à caractériser le frottement intra-fil. Cependant, le modèle numérique sera calibré à partir des essais expérimentaux sur la modification du coefficient de frottement entre fils. Ainsi, le coefficient obtenu contiendra la contribution du frottement inter-fil réel du tissu, et indirectement une partie du frottement intervenant à l'échelle du filament. Les autres frottements (entre les plis et au contact avec le projectile) seront quant à eux définis d'après les observations des déformées expérimentales.

L'étude numérique est séparée en trois parties. On décrira dans un premier temps le principe du modèle numérique développé. On étudiera ensuite le glissement des fils via des essais d'arrachages, réalisés dans des conditions quasi-statiques et dynamiques. Pour finir, l'élaboration du modèle d'impact sera abordée en perspective de l'étude.

2.1 Description du modèle numérique

2.1.1 Echelle de modélisation et hypothèses

Cette étude vise à déterminer l'énergie dissipée dans un assemblage de tissus secs, et en particulier dans le glissement des fils principaux observé lors de l'impact. Etant donné que ce mécanisme se situe à l'échelle du fil, et qu'il dépend du tissage, ainsi que de la présence de coutures (point abordé par la suite en section 2.2.3), qui sont des phénomènes locaux, on choisit d'établir le modèle numérique à l'échelle du fil. Ce choix implique qu'il faut considérer chaque fil de chaque pli de tissu de manière individuelle. Ainsi, l'objectif à moyen terme des études de caractérisation présentées ci-après est d'identifier des méthodes de simplification du modèle : regroupements de fils ou de plis à comportement équivalent, modélisation équivalente de plusieurs plis, etc. Cependant, on se contentera dans cette étude d'évaluer la fiabilité et l'intérêt de l'approche proposée, et ce point ne sera pas abordé ici.

D'autre part, on fait le choix de représenter les fils par des éléments barres et poutres. Ce choix est principalement motivé par la volonté de représenter les phénomènes les plus significatifs (traction et flexion des fils) tout en simplifiant le modèle au maximum. On rappelle que cette simplification est d'autant plus nécessaire que les tissus à modéliser sont de grandes dimensions par rapport aux modèles discrets de la littérature (cibles de dimensions inférieures à 120×120 mm [TAN, 2008], [SHIM, 1995], [NILAKANTAN, 2012], etc.). Plusieurs auteurs précisent que ce type de modélisation est suffisant pour bien représenter le glissement et l'embuvage des fils [TAN, 2006], [TAN, 2008], [JOO, 2008]. De plus, les résultats obtenus prédisent de manière correcte les mécanismes d'endommagement, ainsi que la vitesse balistique et résiduelle du projectile.

L'énergie dissipée dans les tissus et via le glissement des fils semble étroitement liée aux propriétés de contact entre les fils de tissu [BRISCOE, 1990], [BAZHENOV, 1997], [DUAN, 2005]. Cependant, la majorité des études s'accorde pour dire que les mécanismes mis en jeu ne sont pas encore bien compris. Cela est probablement dû au fait que des couplages importants se font au niveau des transferts d'énergie, en particulier entre l'énergie cinétique du tissu, l'énergie de déformation des fils et la dissipation due au frottement [DUAN, 2006], [JOO, 2008].

Dans notre cas d'étude, on considère les frottements au niveau des contacts suivants :

- ◆ Dissipation d'énergie par frottement entre fils : dépend des propriétés de surface des fils et du tissage qui conditionne le nombre de croisements entre fils de chaîne et de trame. La présence de couture, ainsi que le blocage des fils en cisaillement (zone proche de l'impact) tend également à augmenter les efforts nécessaires à la mise en mouvement des fils, et ainsi l'énergie dissipée par glissement.
- ◆ Dissipation d'énergie par frottement entre plis : effet renforcé par l'alternance de plis orientés à $0/90^\circ$ et à $\pm 45^\circ$ et le maintien des plis dans l'épaisseur par couture
- ◆ Dissipation d'énergie par frottement entre le tissu et le projectile pour les cas d'impact.

2.1.2 Modèle géométrique du fil

On part de la géométrie théorique du fil dans le tissu. L'ondulation de chaque fil de tissu est donnée en Fig. 4-27 pour les deux motifs de tissage étudiés. On note h la hauteur totale d'un pli de tissu et d le compte en chaîne et en trame (identique pour ces deux directions). D'après l'observation des tissus sergé et taffetas, on considère la section réelle des fils elliptique.

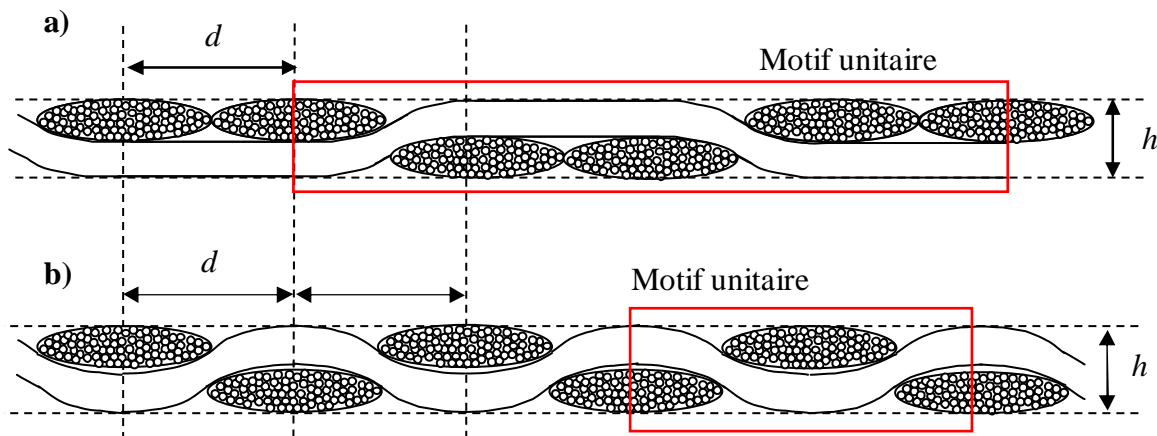


Fig. 4-27: Géométrie théorique des tissus réels : a) Tissage sergé ; b) Tissage taffetas

On cherche à simplifier la géométrie théorique des fils du tissu en effectuant plusieurs hypothèses simplificatrices pour le modèle numérique :

- ◆ On considère des portions de fil droites (1)
- ◆ Le modèle doit conserver les propriétés réelles du tissu : hauteur totale du pli (2), mesure d'embuvage/retrait (3) et compte en chaîne et en trame (4)
- ◆ On approxime la section réelle des fils par une section circulaire constante (5). Le rapport entre la section réelle et la section numérique est d'environ 8.
- ◆ Les fils de chaîne et de trame sont en contact dans le tissu au repos (6)

La condition de section circulaire (5) est effectuée pour des raisons de simplification du modèle, néanmoins, elle reste relativement restrictive. En particulier, on ne prend pas en compte la déformation de la section des fils et la raideur du fil réelle dans un cas comme celui présenté en Fig. 4-28b. D'autre part, on ne peut pas bien représenter le frottement entre fibres avec cette approche.

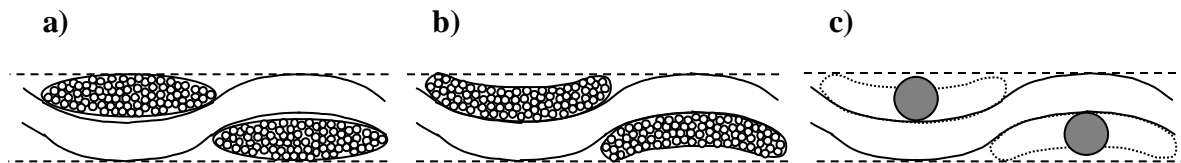


Fig. 4-28: a) Section de fil réelle ; b) Section de fil réelle déformée ; c) Section circulaire (modèle)

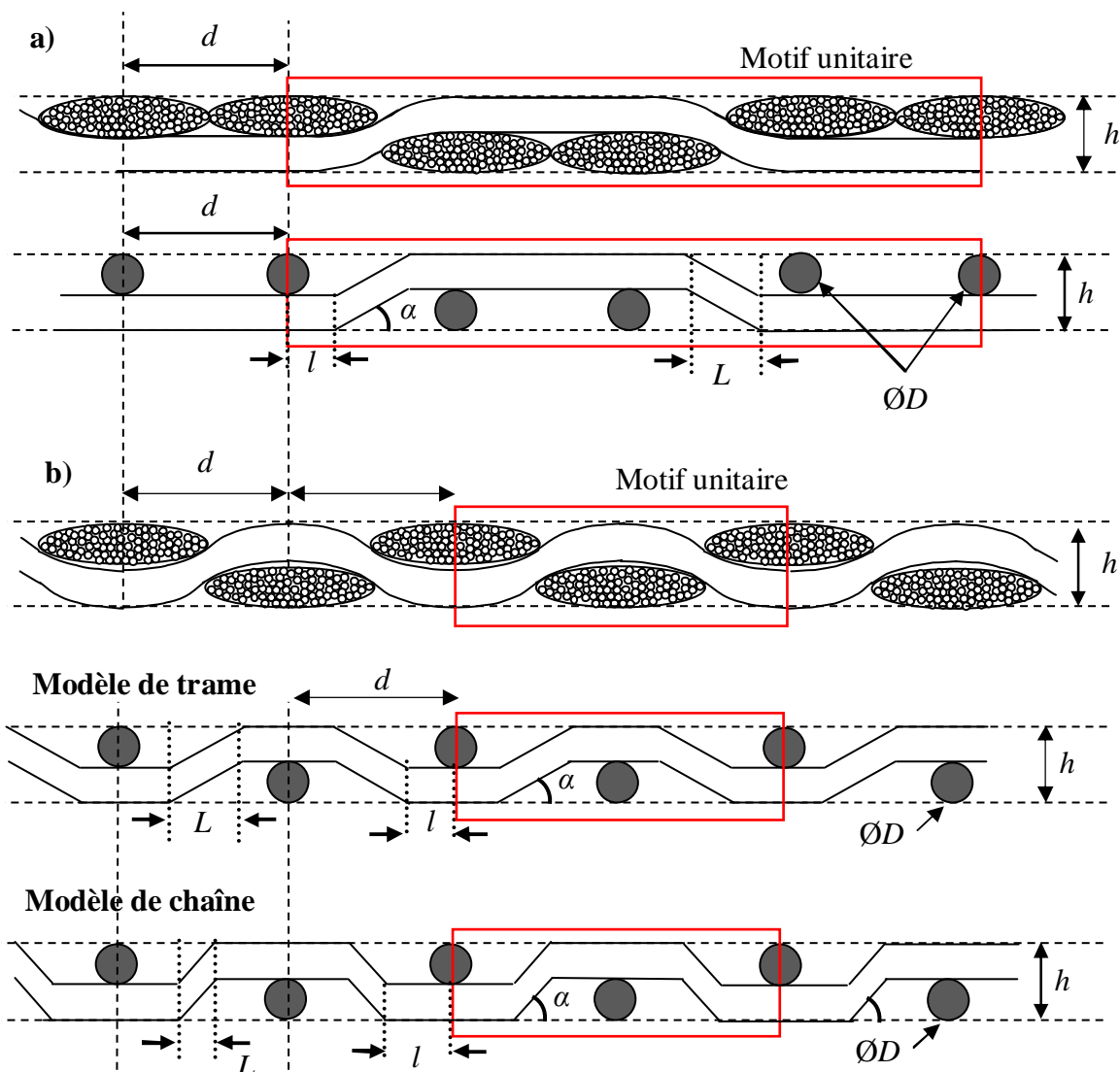


Fig. 4-29: Géométrie du tissu numérique après hypothèses et simplifications : a) Tissage sergé ; b) Tissage taffetas

La prise en compte des hypothèses précédentes aboutit à un choix unique de géométrie pour le fil. Cette géométrie est donnée en Fig. 4-29.

On note L la longueur projetée du tronçon diagonal. Les paramètres géométriques D (diamètre de la section circulaire numérique), l et α (angle de tissage) sont déterminés en fonction des propriétés du tissu à partir des expressions ci-dessous et indiquées dans le Tab. 4-8.

$$\begin{cases} (2) + (5) + (6) : & D = \frac{h}{2} \\ (1) + (4) : & d = 2l + L \\ (3) : & R = \frac{2l + \frac{L}{\cos(\alpha)}}{2l + L} - 1 \end{cases}$$

2.1.3 Modèle matériau

On suppose que le comportement du fil de tissu élaboré à partir de fibres de Twaron® HM est élastique linéaire à rupture fragile [TAN, 2008]. En première approximation, on ne tient pas compte de l'influence de la vitesse de déformation sur le comportement du fil. Les propriétés mécaniques des fils, issues des données fournisseur sont indiquées en Tab. 4-8.

On choisit de représenter la rigidité en traction des fils par des éléments barre. Le comportement matériau associé doit respecter les conditions suivantes :

- ◆ Rapport $E \times S$ constant entre le modèle et la réalité (7)
- ◆ Conservation de la masse totale du tissu m et donc de la densité linéique ρ_l (8)

On considère que la section réelle du fil correspond à la somme des sections de toutes les fibres qui le composent et on peut donc la calculer connaissant le nombre de fibres et leur section moyenne (valeurs disponibles dans le Tab. 4-1). La condition (7) et l'hypothèse précédente permettent de déterminer le module de traction numérique du fil. La condition (8) donne accès à la masse volumique du matériau ρ_N composant le fil dans le modèle. Ces conditions assurent la conservation de la vitesse de propagation des ondes entre le tissu réel et le modèle numérique. On note c_N et c_{exp} la célérité des ondes dans le modèle numérique et dans la réalité.

$$c_N = \sqrt{\frac{E_N^b}{\rho_N}} \stackrel{(8)}{=} \sqrt{\frac{E_N^b}{m/(S_N^b \cdot \rho_l)}} \stackrel{(7)}{=} \sqrt{\frac{E_N^b}{m \cdot E_N^b / (E_{exp}^b S_{exp}^b \cdot \rho_l)}} = \sqrt{\frac{E_{exp}^b}{\rho_{exp}}} = c_{exp}$$

Les paramètres matériaux réels et numériques sont synthétisés en Tab. 4-8. Les valeurs du module d'élasticité E , ainsi que les contraintes et déformations à rupture σ^R et ε^R utilisées dans cette étude proviennent de données fournisseur propres à la fibre de Twaron HM [HEXCEL (2)]. D'autre part, afin de tenir compte de la faible rigidité en flexion du fil (ce que les éléments barre ne peuvent représenter puisqu'ils ne transmettent pas les rotations), on définit des éléments poutres à section circulaire superposés aux éléments barre. En pratique, ces éléments sont définis à partir des mêmes nœuds que ceux des barres, mais ils présentent une section et des caractéristiques mécaniques différentes. La superposition de ces deux éléments est illustrée en Fig. 4-30.

Le diamètre des poutres a été défini comme le compte en chaîne et en trame du tissu, afin de pouvoir considérer simultanément deux contacts :

- ◆ Le contact entre fils de chaîne et de trame au sein d'un même pli est défini à partir de la surface des barres. Le coefficient de frottement au niveau de ce contact est noté μ_C^S en statique et μ_C^D en dynamique.
- ◆ Le contact entre fils de chaîne et de trame de deux plis différents est défini à partir de la surface des barres. Le coefficient de frottement associé est noté μ_{pli} et peut être défini indépendamment du frottement chaîne/trame.
- ◆ Le contact entre les fils du tissu et le projectile est défini à partir de la surface des barres. Le frottement associé est noté μ_B .
- ◆ Le contact entre deux fils de chaîne ou de trame adjacents est défini à partir de la surface des poutres. Il permet de représenter en partie le comportement en cisaillement plan des fils, ainsi que les phénomènes de blocage en cisaillement (en partie seulement car il ne tient pas compte de la compression des poutres en contact).

La masse volumique associée au matériau des poutres a été choisie arbitrairement et définie à une valeur faible par rapport à celle des barres (facteur 1000 entre les deux).

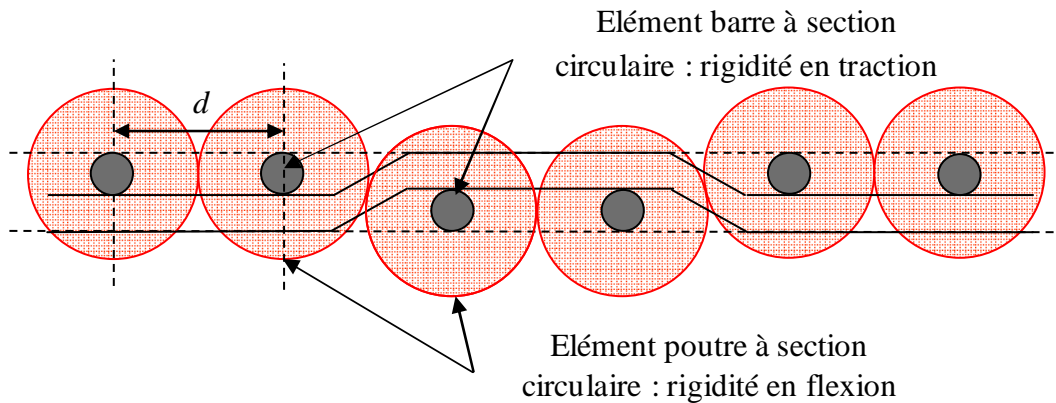


Fig. 4-30: Superposition des éléments barre et poutre reprenant le comportement en traction et en flexion du fil réel

On cherche à déterminer l'effort d'arrachage T en fonction des paramètres du tissu et de la géométrie du fil. La mise en pli se résume à un problème de flexion de poutre : on note F l'effort nécessaire à la flexion d'une poutre d'un demi-motif de long de telle sorte que la flèche finale f soit égale à la demi-hauteur d'un pli de tissu. On peut ainsi relier F et T sur un demi-motif unitaire de fil, ce qui permet de connaître l'ordre de grandeur de l'effort nécessaire à l'arrachage d'un fil, ainsi que les efforts dans les fils transverses. On exprime classiquement l'effort F en fonction du module d'élasticité de la poutre E^p , du moment d'inertie I , de la flèche f et de la longueur de la poutre (égale à L_{fil}) de la manière suivante :

$$F = \frac{3fE^pI}{L_{fil}^3}, \text{ avec } I = \frac{\pi D^4}{64} = \frac{\pi \left(\frac{h}{2}\right)^4}{64} \text{ et } L_{fil} = 2d(1 + R)$$

Lorsque l'on sollicite le fil en flexion (Fig. 4-31), l'effort d'arrachage T peut être relié à F à partir de la loi de Coulomb, en se plaçant à la limite du cône de frottement :

$$T = \mu_c^S F = \mu_c^S \frac{3fE^p I}{L_{fil}^3} = \mu_c^S E^p \frac{3\pi h^5}{8192d^3(1+R)^3} = A\mu_c^S E^p \quad (1)$$

On définit μ_c^S le coefficient de frottement statique au niveau du croisement des fils de chaîne et trame. Le produit $\mu_c^S E^p$ n'est a priori pas connu. Le paramètre A peut être calculé à partir de la géométrie du tissage et vaut $1.68 \cdot 10^{-8} \text{ mm}^2$ dans le cas du sergé. Le produit $\mu_c^S E^p$ sera dans un premier temps déterminé à partir des essais d'arrachage en quasi-statique pour lesquels on connaît l'évolution de l'effort d'arrachage T et les paramètres géométriques du tissage. Ce produit pourra également être évalué en dynamique, puisque le coefficient de frottement μ_c^S évolue a priori avec la vitesse d'arrachage.

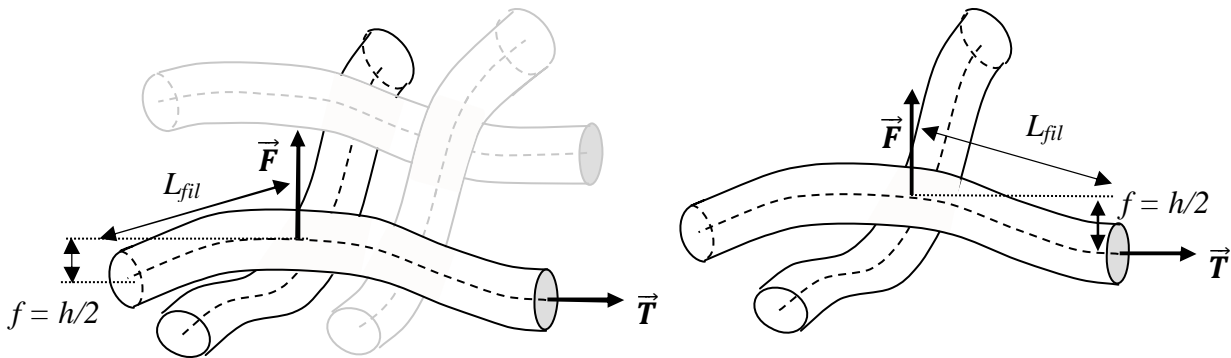


Fig. 4-31: Géométrie d'un croisement unitaire de sergé et de taffetas et efforts appliqués

	Sergé (tissu réel)	Sergé modèle	Taffetas (tissu réel) sens chaîne	Taffetas modèle sens chaîne	Taffetas (tissu réel) sens trame	Taffetas modèle sens trame
Paramètres géométriques des tissus						
R [%]	0.4	0.4	0.51	0.51	3.5	3.5
h [mm]	0.28	0.28	0.25	0.25	0.25	0.25
d [mm]	1.539	1.539	1.493	1.493	1.493	1.493
α [rad]	/	0.1754	/	0.121	/	0.792
l [mm]	/	0.374	/	0.230	/	0.685
Caractéristiques mécaniques en traction (éléments barre pour le modèle)						
S^b [mm ²]	0.1117	0.0154	0.0835	0.0123	0.0835	0.0123
E^b [GPa]	92.5	671	77	524	77	524
ρ [kg/m ³]	1450	10524	1450	9860	1450	9860
ρ_l^b [tex]	162	162	121	121	121	121
σ^R [MPa]	2350	17000	/	/	/	/
ε^R [%]	3.3	3.3	/	/	/	/
Caractéristiques mécaniques des éléments poutres						
Section S^p [mm ²]	/	1.859	/	1.75	/	1.75
ρ [kg/m ³]	/	10.5	/	9.8	/	

Tab. 4-8 : Paramètres géométriques et matériaux des tissus étudiés : grandeurs réelles et numériques

2.1.4 Description de l'étape numérique dite de mise en pli

L'étape de mise en pli consiste à reproduire la mise en tension des fils engendrée lors du tissage. Pour cela, on postule que le l'état d'équilibre correspond au fil tendu. Cette hypothèse est un peu extrême puisque lors du tissage des fils, les filaments se réorganisent naturellement pour minimiser les contraintes internes engendrées lors du tissage. De ce fait, l'état d'équilibre du fil dans le tissu correspond à un profil ondulé, comme on peut le voir en Fig. 4-32.

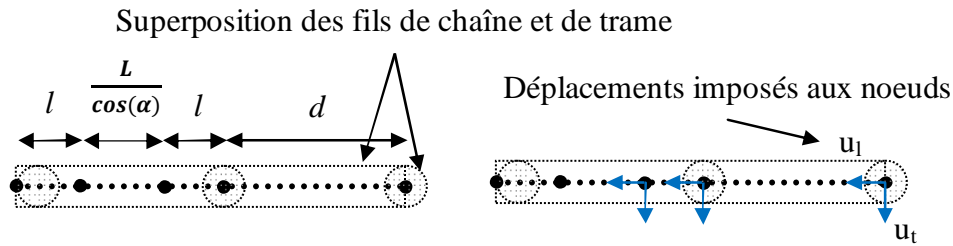
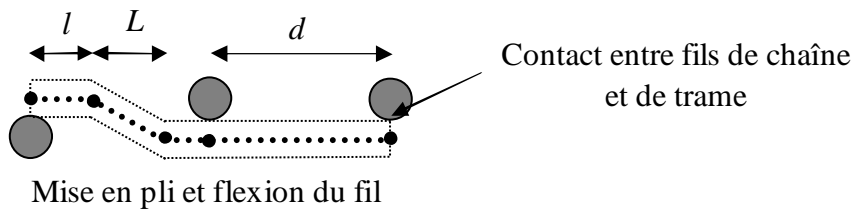


Fig. 4-32: Fils de chaîne et de trame extraits d'un tissu sergé [TAN, 2005]

On note que l'hypothèse relative à la position d'équilibre du fil tendu est plus ou moins vérifiée selon les valeurs d'embuvage ou de retrait du tissu considérées. Dans le cas du sergé en particulier, où le tissage est relativement lâche (embuvage et retrait de l'ordre de 0.4%), l'erreur engendrée est moins significative que pour le taffetas par exemple. Un second modèle tenant compte du profil d'équilibre réel dans le fil est en cours d'implémentation.

L'étape de mise en pli numérique se décompose en plusieurs phases, illustrées en Fig. 4-33 :

- ◆ Etape 1 : On définit la position longitudinale des nœuds composant le fil numérique. A ce stade, les fils de chaîne et de trame sont superposés et leur contact n'est pas pris en compte numériquement. On applique ensuite des déplacements longitudinaux et transverses u_l et u_t aux nœuds afin d'obtenir le motif de tissage final dont la géométrie est définie en Fig. 4-29.
- ◆ Etape 2 : Une fois que les nœuds sont dans leur position finale dans le tissage, on applique la condition de contact entre les fils de chaîne et de trame, ce qui empêche les fils de revenir à leur position d'équilibre. On engendre ainsi la flexion des éléments diagonaux du motif de tissage, puisque les tronçons droits (de longueurs respectives d et l) conservent leur longueur totale pendant la mise en pli.
- ◆ Etape 3 : On laisse le tissu au repos de telle sorte qu'il puisse retrouver son état d'équilibre ou se placer de manière à minimiser son énergie interne.

Etape 1 : fil au repos et déplacements imposés sans contact entre fils**Etape 2 : géométrie du tissage théorique et prise en compte des contacts****Etape 3 : relaxation du fil**

Lissage du profil théorique cranté

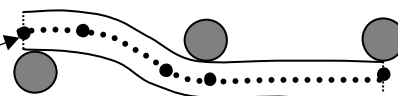


Fig. 4-33: Principe et étapes de la mise en pli

Un premier modèle a été développé sur l'exemple du tissage sergé. La géométrie du fil et son tissage, la position du fil dans son pli, ainsi que la position relative des différents plis composant l'assemblage des tissus sont reproduites par le modèle numérique. La longueur des éléments constitutifs du fil de tissu varie entre 0.37 et 0.4 mm.

Le contact entre les fils d'un même pli et entre les plis sont pris en compte après l'étape de mise en pli. La modélisation à l'échelle du fil permet d'identifier plusieurs types de contacts, auxquels on peut attribuer un frottement spécifique. Le contact au niveau du croisement chaîne / trame contact inter-plis et contact entre le projectile et le tissu est défini à partir de la surface extérieure des éléments barres. Le contact entre fils adjacents d'un même pli est pris en compte à partir de la section des poutres (dont le diamètre est égal au compte en chaîne et trame). Les propriétés du contact seront identifiées à partir des résultats expérimentaux.

2.2 Caractérisation expérimentale et numérique des tissus secs

Le modèle numérique est calibré et évalué sur la base d'essais d'arrachage de fil expérimentaux. Ces essais visent à déterminer le couple (rigidité de flexion, frottement) propre au tissu étudié qui soit en corrélation avec les résultats expérimentaux en quasi-statique et en dynamique.

2.2.1 Essai d'arrachage quasi-statique

L'essai d'arrachage consiste à arracher un nombre défini de fils dans le plan du tissu. Cet essai est d'abord réalisé dans des conditions quasi-statiques avec une vitesse de 20 mm/min. L'objectif consiste à étudier les déformations du tissu et à obtenir une mesure du coefficient de frottement entre chaîne et trame.

Une première étude d'arrachage quasi-statique a été réalisée, avec la géométrie d'éprouvette présentée en Fig. 4-34. L'échantillon est composé d'une partie centrale de tissu sec correspondant à un rectangle de 80 mm de large et 145 mm de long. La longueur de tissu a été choisie sur la base des dimensions d'éprouvettes testées à l'impact (300 mm de côté, soit 150 mm de glissement potentiel d'un fil entre l'extrémité du tissu et le point d'impact).

Une bande de 30 mm de large (soit le diamètre du projectile lors des essais d'impact), soit 19 fils, est arrachée du tissu. Pour ce faire, la partie haute de l'éprouvette, de 60 mm de haut est résinée afin de bien maintenir les fils dans le mors. D'autre part, les parties latérales de l'éprouvette sont également résinées et maintenues fixes lors de l'essai afin d'éviter des déformations hors plan du tissu et le glissement des fils secondaires.

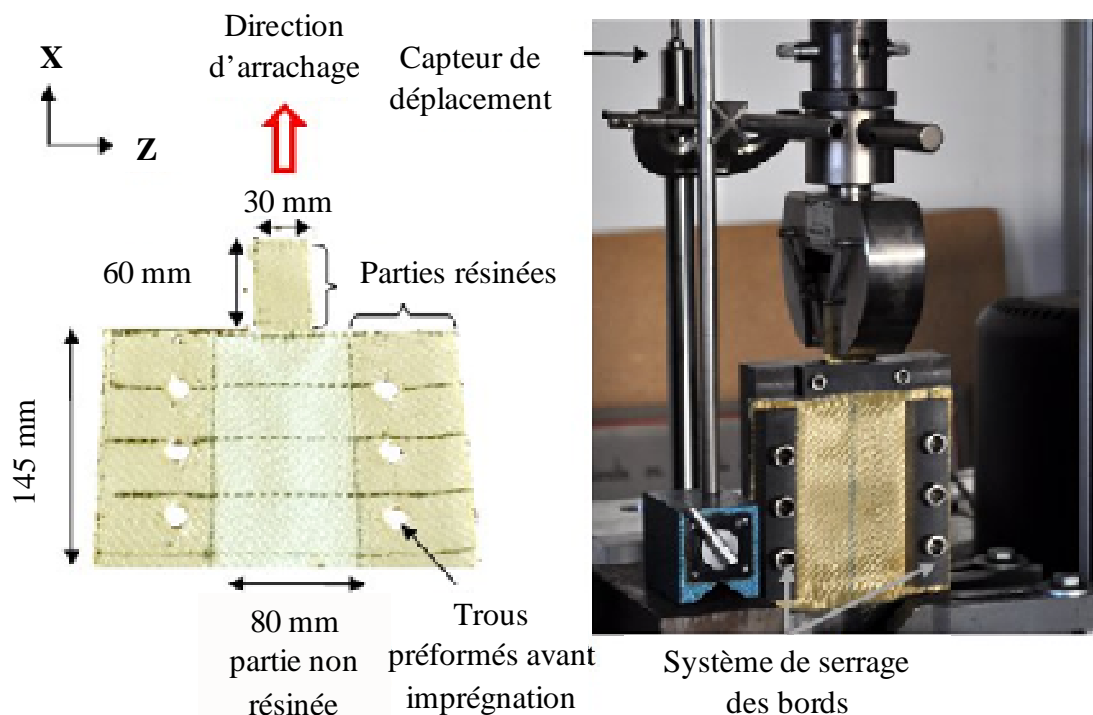


Fig. 4-34: Type d'éprouvette testé lors de l'essai d'arrachage et montage expérimental

L'imprégnation et la mise en forme du tissu sont réalisées dans un moule aluminium permettant de former les trous de fixation par écartement des fils de tissu avant imprégnation. La résine utilisée est une résine époxy polymérisée à température ambiante pendant 24 h. Cela permet d'éviter les débordements de résine pouvant intervenir lors d'une éventuelle mise en température.

Un premier essai a été réalisé sur un pli de tissu. L'essai est instrumenté à l'aide d'un capteur de déplacement permettant de mesurer la longueur arrachée, et l'effort est mesuré à l'aide du capteur d'effort de la machine de traction. La Fig. 4-34 décrit le montage d'essai mis en place et la courbe d'effort en fonction du déplacement est donnée en Fig. 4-35. On peut identifier deux étapes lors de l'essai d'arrachage, illustrées en Fig. 4-36, qui sont également mentionnées dans la littérature [DONG, 2009], [ZHU, 2011], [BILISIK, 2011].

Lorsqu'un effort est appliqué sur l'extrémité des fils principaux, les fils se déplient, et on retrouve l'étape de mise en tension décrite en section 1.1.2. Ce mécanisme engendre un déplacement latéral des fils secondaires, qui sont alors progressivement mis en tension. Lorsque l'effort appliqué aux fils principaux est suffisant pour s'opposer au frottement entre chaîne et trame, alors le glissement se déclenche. La transition entre les deux étapes se traduit par une baisse importante des efforts d'arrachage, comme indiqué en Fig. 4-35.

Lorsque le glissement est établi, on observe une relaxation partielle des fils secondaires. Les fils secondaires reprennent ensuite une position intermédiaire entre celle initiale et celle à l'équilibre à la fin du contact avec les fils principaux (Fig. 4-36b). L'effort d'arrachage diminue en même temps que le nombre de fils secondaires qui contribuent à freiner le glissement. On peut constater une oscillation des efforts d'arrachage tout au long de l'essai. Cet effet est dû au tissage et la période spatiale de ce phénomène correspond à la longueur d'un motif unitaire du tissu ($4d$ dans le cas du sergé). Il est également signalé dans la littérature chaque minimum local correspond au moment où le fil peut reprendre son ondulation initiale dans le tissu.

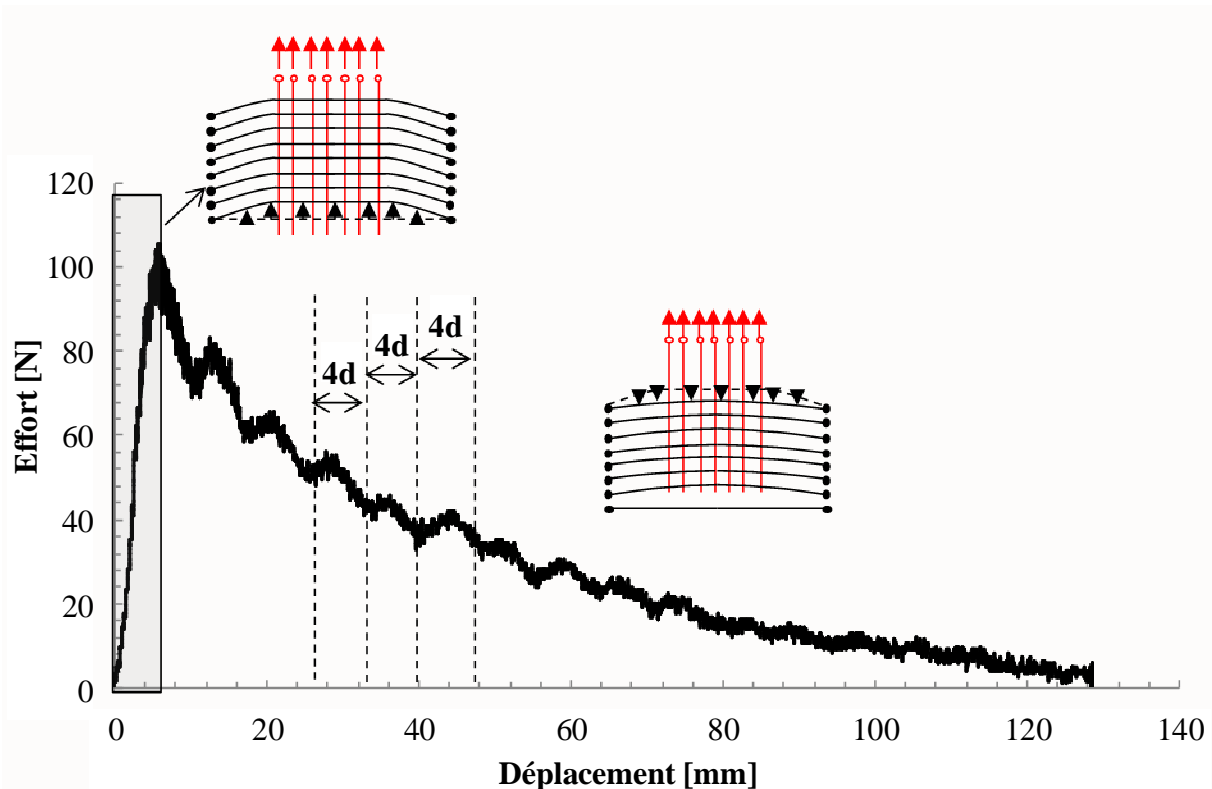


Fig. 4-35: Courbe d'effort en fonction du déplacement obtenue en arrachage quasi-statique

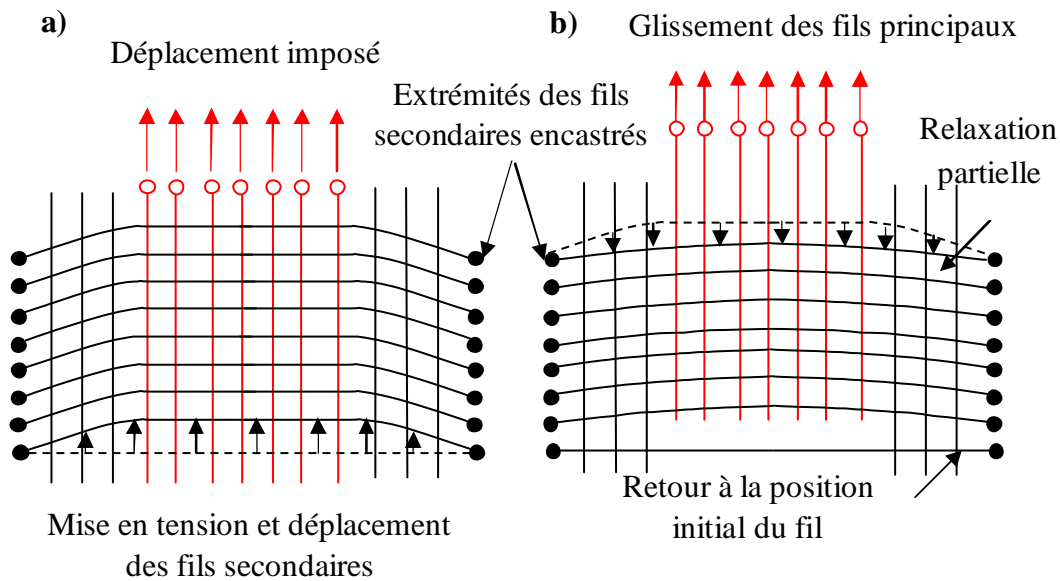


Fig. 4-36: Etapes identifiées lors de l'arrachage : a) mise en tension des fils principaux et secondaires ; b) glissement des fils principaux et relaxation des fils secondaires

2.2.2 Modèle numérique d'arrachage

Le modèle numérique est défini à partir de la géométrie du tissu en considérant un plan de symétrie médian du chargement et du tissu. Le nombre de fils dans les directions X et Z est le même que celui de l'échantillon testé (27 fils selon X et 94 fils selon Z).

L'arrachage des fils est modélisé par un déplacement imposé dans la direction X qui est appliqué aux extrémités des fils principaux. L'extrémité des fils secondaires (partie gauche sur la Fig. 4-37) est supposée fixe afin de représenter le tissu résiné. De plus, du côté de l'axe médian, les déplacements des extrémités des fils secondaires sont bloqués dans la direction Z afin de respecter la symétrie. Etant donné que le nombre de mèches tiré dans l'essai est impair (19 fils), on attribue au dernier fil en Z orienté selon X la moitié de la masse totale d'un fil et des conditions de symétrie (pas de déplacement possible selon Z).

On cherche à déterminer le coefficient de frottement au niveau des contacts chaîne / trame, noté μ_c^S . Ainsi, afin de découpler les différents frottements mis en jeu, on néglige dans un premier temps le frottement entre fils de chaîne ou de trame adjacents.

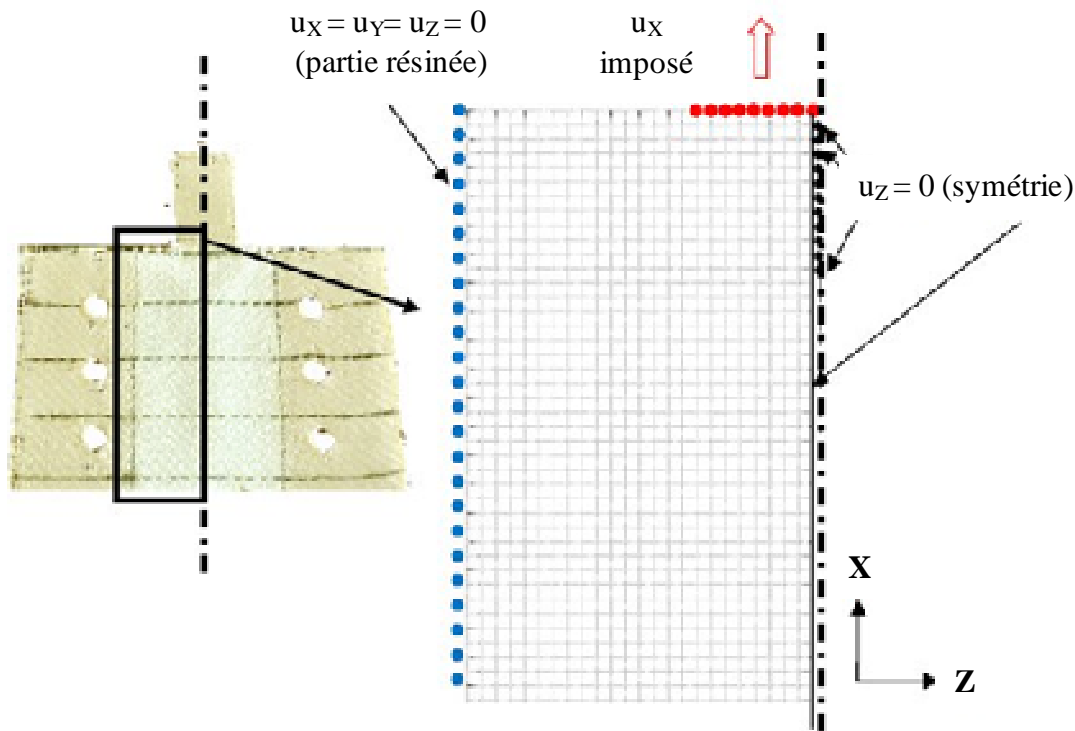


Fig. 4-37: Géométrie du modèle d'arrachage quasi-statique et conditions limites appliquées

Le modèle géométrique numérique contient 16600 nœuds. Le calcul est effectué sous Abaqus/Explicit, avec 8 processeurs en parallèle. Afin de trouver un compromis entre les temps de calcul et la bonne prise en compte du comportement du tissu, une vitesse d'arrachage supérieure à celle de l'essai a été choisie (vitesse de 1.3 m/s, pour une durée d'arrachage numérique de 0.1s). Cette vitesse a été déterminée de telle sorte que les effets d'inertie soient négligeables dans le modèle. D'autre part, l'augmentation de la vitesse ne modifie pas le comportement du fil dans la mesure où le comportement dynamique des fils n'est pas pris en compte ici.

Afin de réduire les temps de calcul, la masse du tissu a été globalement divisée par 1000. Ainsi, la durée de calcul nécessaire pour modéliser l'arrachage complet des fils du tissu atteint 335 heures CPU, ce qui est très conséquent. Ces temps de calculs importants sont dus à la longueur de l'essai d'arrachage que l'on modélise (100 ms dans le modèle numérique, contre typiquement 1 ms pour un impact). Ces hypothèses et temps de calcul sont cohérents avec ceux évoqués dans la littérature [ZHU, 2011].

La Fig. 4-38 donne la géométrie du modèle après la mise en pli. Les positions des lignes de croisement sont indiquées par des points rouges et noirs pour plus de lisibilité. Les tronçons diagonaux sont les plus sollicités en flexion et en traction, avec des contraintes maximales de traction respectives de 0.6 et de 0.1 MPa (Fig. 4-38a et b). Après l'étape de mise en pli, on peut constater que les nœuds se repositionnent naturellement afin de minimiser les énergies le long du fil. Le profil cranté imposé pendant la mise en pli se réarrange en un profil ondulé qui représente mieux le profil réel du fil. Le profil cranté imposé pendant la mise en pli se réarrange en un profil ondulé qui représente mieux le profil réel du fil.

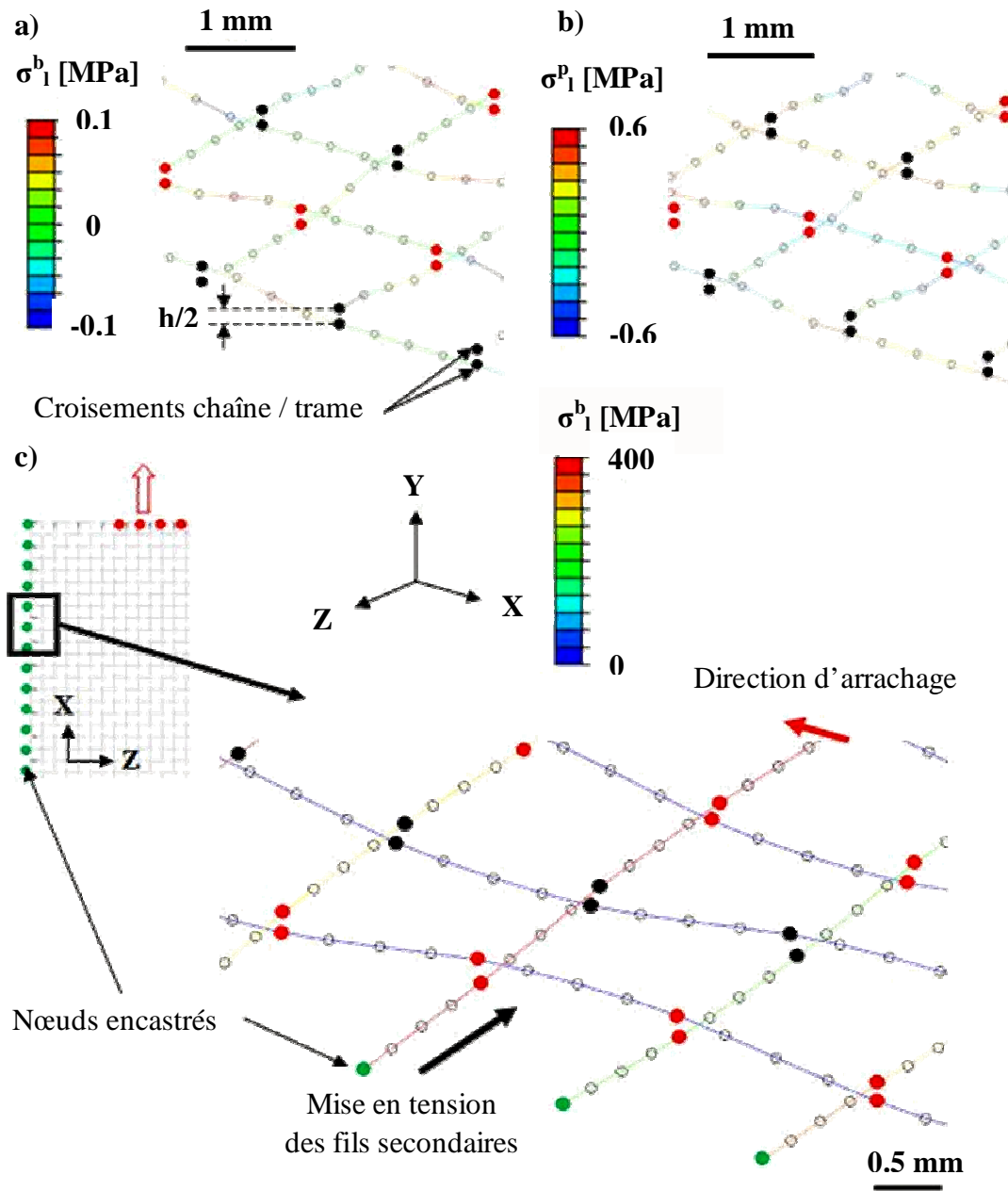


Fig. 4-38: Cartographie des contraintes après mise en pli : a) éléments barres ; b) éléments poutres ; c) Repositionnement des nœuds après mise en pli et cartographie des contraintes en traction dans les barres au début du chargement

Les déformées obtenues pendant l'essai d'arrachage, ainsi que les courbes d'effort en fonction du déplacement correspondantes sont fournies en Fig. 4-40 et Fig. 4-39). Deux couples matériaux (μ_C^S , E^p) sont donnés à titre d'exemple : $\mu_C^S=0.17$ et $E^p=5$ MPa ou $\mu_C^S=0.17$ et $E^p=8$ MPa.

On peut constater que les deux étapes observées lors de l'essai (mise en tension des fils principaux et secondaires, puis début du glissement) sont bien décrites par le modèle d'après les Fig. 4-40 et Fig. 4-39.

Les courbes numériques d'effort en fonction du déplacement sont très bruitées, en particulier au début de l'essai d'arrachage. Cela est dû à l'alternance brusque au niveau des nœuds de zones de croisements chaîne / trame (augmentation nécessaire des efforts pour franchir le croisement) et de zones libres, ainsi qu'à tous les problèmes d'ondes inhérents à l'approche explicite. On note cependant que les oscillations observées sur la courbe expérimentale (Fig. 4-35) ne sont pas très bien reproduites par le modèle, ce qui reste un point à étudier pour la suite.

On peut constater que le couple ($\mu_s^C=0.17$, $E^P=5$ MPa) donne une évolution de la force d'arrachage proche de celle expérimentale. Par contre, la courbe obtenue avec le couple ($\mu_s^C=0.17$, $E^P=8$ MPa) surestime l'effort d'arrachage par rapport au cas réel (+30% de l'effort maximal). On note également que le passage de 5 à 8 MPa de module dans les poutres a une influence notable sur le comportement du tissu, sa déformée et la répartition des contraintes.

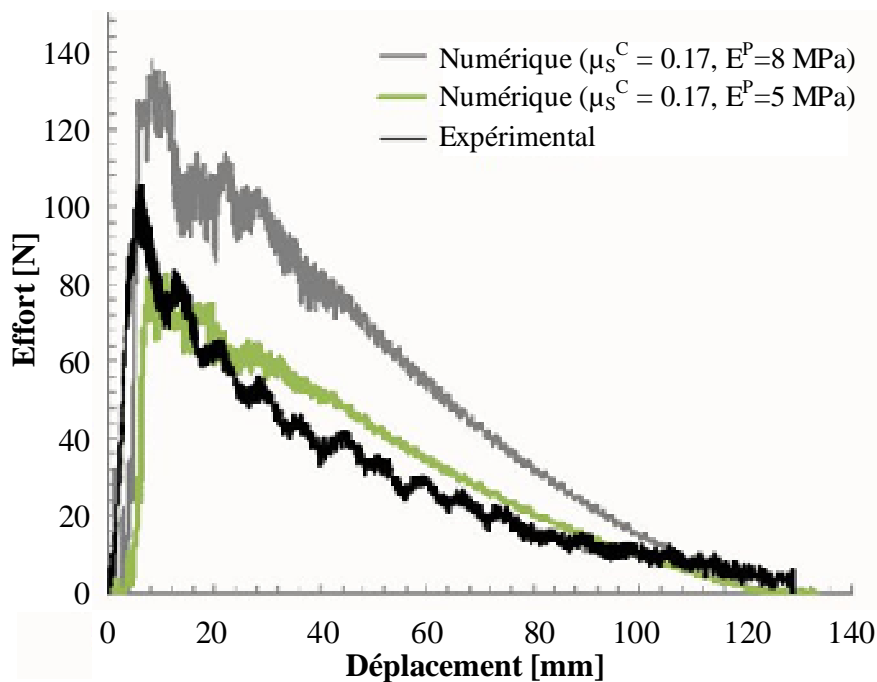


Fig. 4-39: Effort en fonction du déplacement pour l'essai d'arrachage quasi-statique et modèle numérique

En ce qui concerne la déformée du tissu visible en Fig. 4-40, on peut faire les constats suivants :

- ♦ Les contraintes visibles dans les fils secondaires sont très importantes, en particulier au début de l'arrachage, dans la zone proche du chargement (partie haute de l'éprouvette). Elles sont largement supérieures à celles observées dans les fils principaux, d'un rapport de 3.5 et de 2 pour les modèles à 5 et 8 MPa respectivement. La différence entre les contraintes des fils secondaires et principaux s'atténue par la suite avec l'augmentation de la longueur arrachée.
- ♦ Les ondulations des fils secondaires orientés dans la direction X ont une amplitude supérieure avec un modèle à 5 MPa par rapport à 8 MPa (Fig. 4-40). Au début de l'arrachage, on peut voir un effet de flexion global du tissu qui est provoqué par la mise en mouvement. Ce phénomène est plus visible pour le cas à 5 MPa qu'à 8 MPa, cas pour lequel le tissu reste globalement plan.

- ♦ On peut constater sur les deux cas présentés en Fig. 4-40 que certains fils orientés selon la direction X et adjacents aux derniers fils arrachés se déplacent de manière latérale dans le tissu après l'arrachage. Cet effet est également observé sur l'échantillon après arrachage, même s'il est surévalué numériquement.

Toutes ces observations montrent que même si l'essai d'arrachage ne permet pas d'identifier séparément les paramètres μ_c^S et E^P , la déformée globale du tissu peut fournir des indications utiles. On peut ainsi définir des limites supérieures et inférieures en rigidité de flexion à définir dans le modèle afin de mieux représenter les déformées observées pendant l'essai.

De manière quantitative, on peut constater une augmentation significative des contraintes dans les barres quand on modifie le module des poutres de 5 à 8 MPa (contraintes maximales atteintes de 630 et 915 MPa respectivement). La zone la plus critique est située au niveau des fils secondaires, avant le déclenchement du glissement des fils.

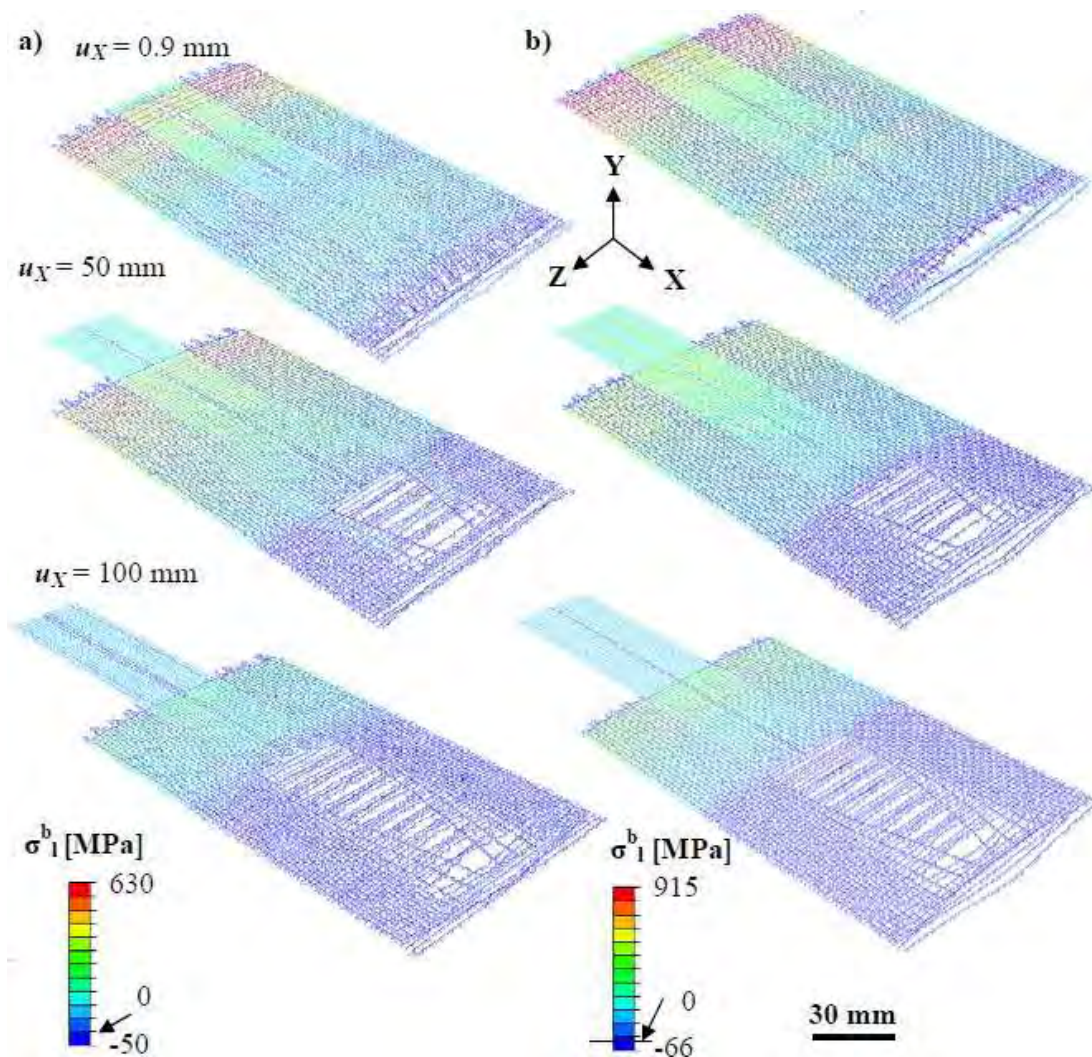


Fig. 4-40: Déformées de l'essai d'arrachage obtenues pour $\mu_c^S=0.17$: a) $E^P=5\text{MPa}$; b) $E^P=8\text{MPa}$

2.2.3 Limitations du modèle et perspectives

Les résultats indiquent que le modèle reprend bien les principaux mécanismes intervenant dans le tissu lors de l'arrachage. Cependant, le modèle actuel présente certaines limites :

- ◆ Contrairement à ce qui a été évoqué en section 2.1.3, les contacts entre mèches adjacentes (définis à partir de la surface des poutres) n'ont pas été pris en compte dans le modèle. En effet, bien que ce contact ait été implémenté, et qu'aucun message d'erreurs ou d'avertissements n'ait été signalé, on peut constater sur les déformées que ce contact n'est pas assuré. Etant donné que son implémentation a été validée sur un modèle simplifié (assemblage de quelques barres et poutres), on peut supposer qu'il a n'a pas été pris en compte à cause de l'élancement trop faible des poutres ou du nombre significatif de surfaces en cause (limites du logiciel sur la prise en compte des surfaces de poutres ou de barres).
- ◆ Dans la configuration actuelle, on ne peut définir que le rapport $\mu_C^S E^p$, ce qui est évidemment insuffisant pour décrire complètement le tissu.
- ◆ L'essai d'arrachage actuel est encore trop éloigné des configurations testées à l'impact : plusieurs plis de tissu, et présence de points de couture.

Afin de caractériser complètement le tissu étudié, d'autres essais d'arrachage quasi-statique ont été envisagés et effectués. Un montage expérimental a été mis en place afin de pouvoir mesurer la tension dans les fils secondaires durant l'essai, voire également de pouvoir appliquer une pré-tension à ces fils (cf. Fig. 4-41). Cet aspect pourra être étudié par la suite, puisque les études montrent que la pré-tension des tissus a un effet bénéfique sur leurs performances à l'impact grâce au frottement. D'autre part, la connaissance de la tension des fils secondaires donne une information supplémentaire permettant de déterminer les deux paramètres recherchés μ_C^S et E^p . Les éprouvettes testées sont carrées de 100 mm de côté, et 33 fils sont arrachés.

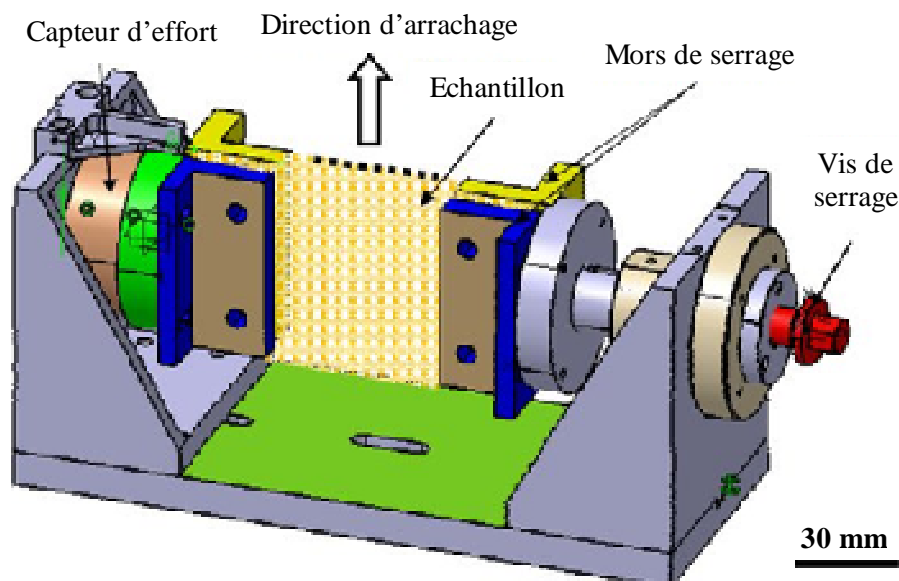


Fig. 4-41: Montage expérimental d'arrachage quasi-statique avec mesure de la tension des fils secondaires

Les premiers résultats sont indiqués ici afin de fournir des pistes d'analyse et des ordres de grandeur relatifs aux différents tissus testés à l'impact. Pour ce faire, on présente les essais réalisés sur les configurations suivantes :

- ◆ Tissu sergé, 1 pli de tissu
- ◆ Tissu sergé, 2 plis assemblés par couture (quadrillage de 10 mm de côté, et un point de couture tous les 10 mm comme pour les essais d'impact)
- ◆ Tissu taffetas, 1 pli de tissu

L'évolution de l'effort d'arrachage T , ainsi que la tension des fils secondaires sont données respectivement en Fig. 4-42 et Fig. 4-43. On peut constater que les courbes ont une évolution similaire, et que l'effort exercé par les fils secondaires vaut environ 2.5 fois la valeur de l'arrachage. Sur les trois cas testés, on peut observer que les efforts d'arrachage T et les efforts mesurés sur les fils secondaires (que l'on notera T_s ici) ont une évolution similaire. D'autre part, l'effort exercé par les fils secondaires T_s vaut environ 2.5 fois la valeur de l'arrachage T pour chaque cas d'étude.

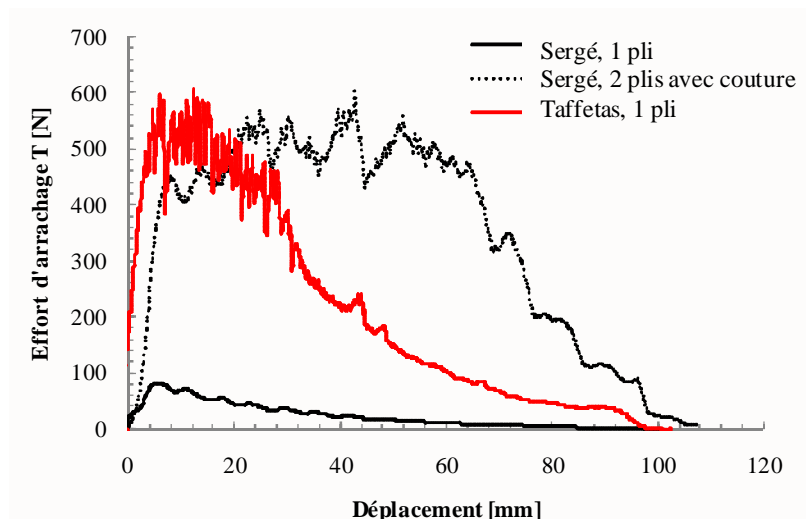


Fig. 4-42: Effort d'arrachage T en fonction du déplacement obtenu sur tissus sergé et taffetas

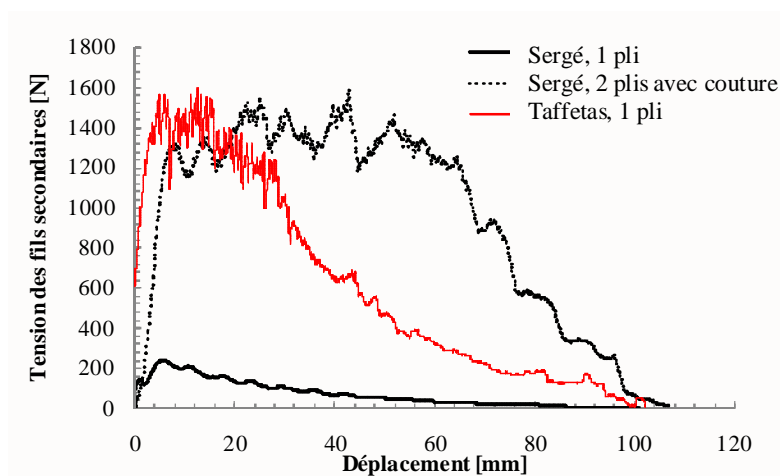


Fig. 4-43: Effort de tension des fils secondaires T_s en fonction du déplacement obtenu sur tissus sergé et taffetas

Les deux essais effectués sur le tissu sergé (1 pli et 2 plis cousus) montrent une hausse significative de F et T quand on passe de 1 pli à 2 plis cousus. Le rapport des efforts vaut 7 entre les deux cas, soit 3.5 rapporté à un seul pli de tissu arraché. Cette différence montre l'influence significative de la couture sur les efforts d'arrachage et de tension des fils.

Deux points intéressants sont à souligner quand on compare le tissu sergé et le taffetas :

- ◆ On observe une hausse importante des efforts d'arrachage et de la tension des fils secondaires entre l'arrachage de 1 pli de tissu sergé et 1 pli de taffetas. Le rapport des efforts vaut environ 7 pour F et T .
- ◆ On obtient un même ordre de grandeur des efforts pour 2 plis de sergé cousus et 1 pli de taffetas, ce qui montre clairement la bonne résistance du taffetas à l'arrachage par rapport au sergé.
- ◆ La forme des courbes obtenue pour 1 pli de sergé et de taffetas est similaire : augmentation rapide des efforts en début d'essai (mise en mouvement des fils sans glissement) et diminution des efforts pendant le glissement.
- ◆ De manière intéressante, on note que la présence de couture modifie la forme de la courbe puisqu'après la hausse d'effort initiale, la courbe se stabilise. La baisse d'effort apparaît tardivement, à partir d'environ 70 mm d'arrachage, contre environ 30 mm pour le taffetas et 8 mm pour le sergé sans couture. Ce maintien de l'effort montre que les coutures jouent un rôle important sur la résistance à l'arrachage, et supplantent les effets de frottement au niveau des croisements. En effet, on avait évoqué le phénomène d'accumulation des fils en amont des points de couture qui pouvait augmenter de manière continue l'effort nécessaire au passage des points de couture (voir une illustration en Fig. 4-19b pour le sergé et en Fig. 4-20c pour le taffetas).

Plusieurs études indiquent notamment que des efforts d'arrachage importants sont liés à de bonnes performances à l'impact [DONG, 2009], [ZHU, 2011]. Les essais d'arrachage et d'impact effectués dans cette étude sur le sergé et taffetas vont dans le même sens que les conclusions de la littérature. On peut légèrement nuancer les résultats d'arrachage du sergé et du taffetas, car ces tissus n'ont pas le même compte en chaîne et en trame (respectivement 6.5 et 6.7 mèches /cm). Bien que la différence soit faible le compte semble modifier significativement les efforts d'arrachage [DONG, 2009]. On pourra étudier plus en détail cette influence par la suite.

Cette étude expérimentale, succinctement évoquée ici est encore en cours. Elle vise notamment à étudier les points suivants :

- ◆ Etude d'influence du nombre de plis arrachés simultanément, avec et sans couture
- ◆ Comparaison entre l'arrachage d'un pli de tissu et d'un pli maintenu à d'autres par couture (donne une indication du frottement entre plis avec la présence de couture)
- ◆ Influence de la pré-tension des fils secondaires sur l'effort d'arrachage en fonction du tissage. L'objectif est de mieux appréhender les efforts d'arrachage locaux dans les zones où les fils secondaires sont mis en tension (par exemple dans les zones identifiées en Fig. 4-40).
- ◆ Développement des modèles numériques associés aux essais

2.3 Essai d'arrachage dynamique

Afin de faire suite à l'étude d'arrachage quasi-statique, des essais d'arrachage dynamique expérimentaux et numériques ont été effectués. Il s'agit ici de caractériser les propriétés de contact aux croisements en dynamique, et de les comparer à ceux obtenus en quasi-statique.

Des essais d'arrachage expérimentaux réalisés dans cette étude ont été définis sur la base des essais d'impact décrits en section 1.3.6. : éprouvettes de 300 mm de côté et conditions d'appui à l'arrière et assemblage de 12 plis de tissu. En effet, les structures sandwiches testées avec un assemblage de tissus secs en peau avant et les endommagements observés posent les questions suivantes :

- ◆ Quelles sont les propriétés de contact des tissus en dynamique ?
- ◆ Quelle est l'influence de la couture et du tissage en dynamique ?
- ◆ Quelle est la répartition des endommagements en fonction de la position des plis ?

L'étude d'arrachage dynamique expérimentale et numérique vise à apporter des réponses et des pistes de recherche sur ces thèmes. Cette section présente dans un premier temps le montage expérimental et les résultats d'essais. Le modèle numérique développé sur la base de ces essais sera ensuite décrit.

2.3.1 Montage expérimental

On cherche dans un premier temps à caractériser le glissement des fils principaux, sans la contribution des fils secondaires. A cette fin, des éprouvettes à géométrie un peu spécifique ont été élaborées, sur la base de l'exemple donné en Fig. 4-44. Un essai d'impact frontal est réalisé sur ce type de configuration à l'aide du canon à gaz comprimé, en visant le centre de la croix non résinée (partie en jaune sur la Fig. 4-44).

Afin de mesurer l'énergie passant dans l'arrachage dynamique des fils primaires, sans considérer la contribution des fils secondaires, l'échantillon a été résiné sur les quatre coins. Cela permet de minimiser au maximum le mouvement latéral des fils secondaires. L'échantillon fait 300 mm de côté et est composé de plusieurs plis de tissu orientés à 0/90° et maintenus par la résine présente sur les coins.

Les objectifs de cet essai sont de fournir des informations quantitatives sur l'endommagement des tissus et de mesurer l'énergie absorbée dans le glissement. Les points suivants seront plus particulièrement étudiés :

- ◆ Nombre de fils arrachés en fonction de la position du pli : aperçu du frottement entre fils adjacents et du frottement inter-plis.
- ◆ Position en fonction du temps des extrémités des fils principaux au cours de l'impact : permet de calculer la vitesse moyenne de glissement des fils principaux, dont dépend le coefficient de frottement dynamique
- ◆ Energie absorbée dans l'arrachage déterminée à partir des vitesses initiales et résiduelles du projectile

Afin d'effectuer les mesures évoquées précédemment, une première caméra est positionnée sur le côté de l'échantillon pour visualiser le projectile et mesurer sa vitesse au cours de l'impact. Une seconde caméra est positionnée légèrement de biais face à l'échantillon, de telle sorte que son champ de vision se focalise sur l'une des branches du tissu sec (Fig. 4-44 et Fig. 4-45). De cette manière, on peut mesurer le glissement des fils en temps réel, via le marquage de l'extrémité des fils primaires, ainsi que des fils secondaires à intervalles réguliers (Fig. 4-44).

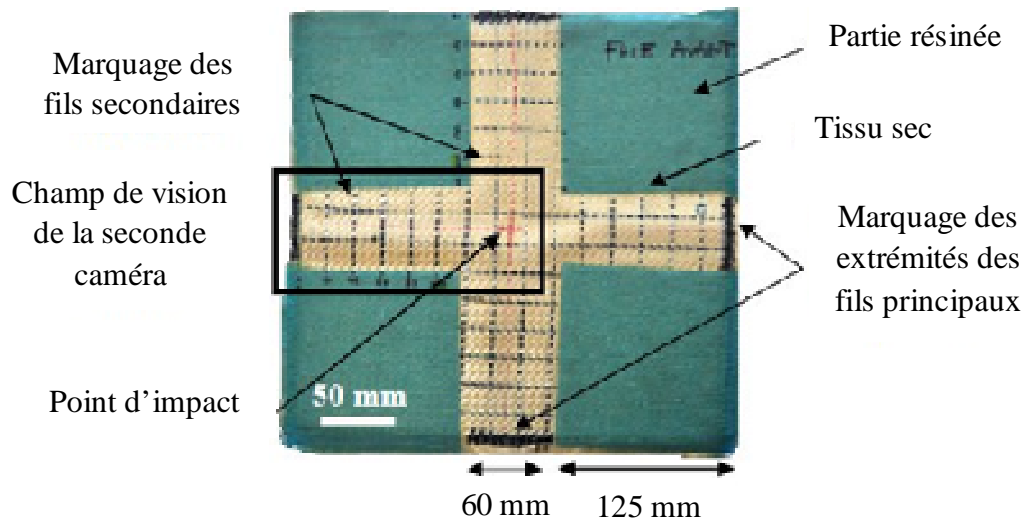


Fig. 4-44: Géométrie de l'éprouvette d'arrachage dynamique

Le montage d'essai est décrit en Fig. 4-45. L'échantillon est maintenu à l'arrière, et les 4 bords résinés sont encastrés (maintien de chaque coin par plusieurs brides liées au support rigide).

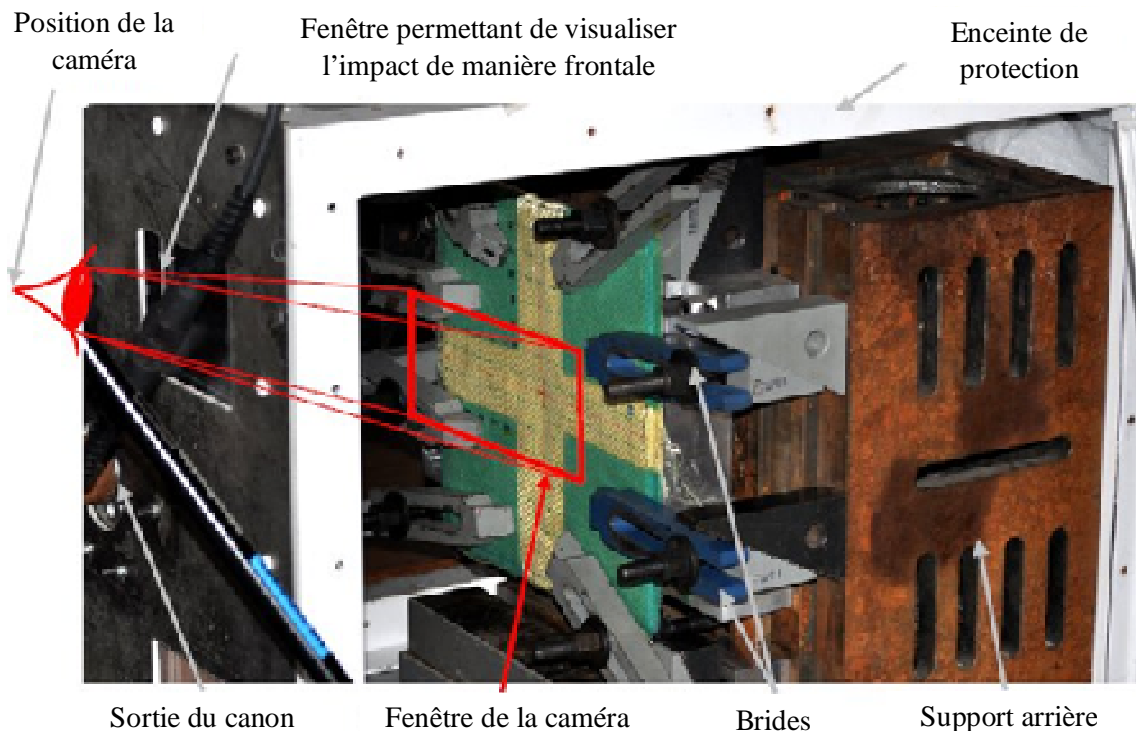


Fig. 4-45: Montage expérimental et éprouvette propre aux essais d'arrachage dynamique

Plusieurs éprouvettes ont été testées dans cette étude :

- ◆ Assemblage de 12 plis de tissu sergé orienté à $0/90^\circ$ sans couture (2 essais)
- ◆ Assemblage de 16 plis de tissu sergé orienté à $0/90^\circ$ sans couture (1 essai)

Des essais similaires avec couture n'ont pas pu être réalisés dans le cadre de cette étude par manque de temps, mais ils sont envisagés pour la suite.

Cependant, seuls les résultats de la première configuration de 12 plis seront présentés. La vitesse initiale du projectile mesurée pour cet essai est de 125.3 m/s. A titre d'exemple, une séquence d'images obtenue au cours de l'impact via la seconde caméra est donnée en Fig. 4-46. L'évolution de la distance de glissement et de la vitesse moyenne de glissement des fils principaux sera donnée et commentée ultérieurement, en confrontation avec les résultats numériques (Fig. 4-50 et Fig. 4-51).

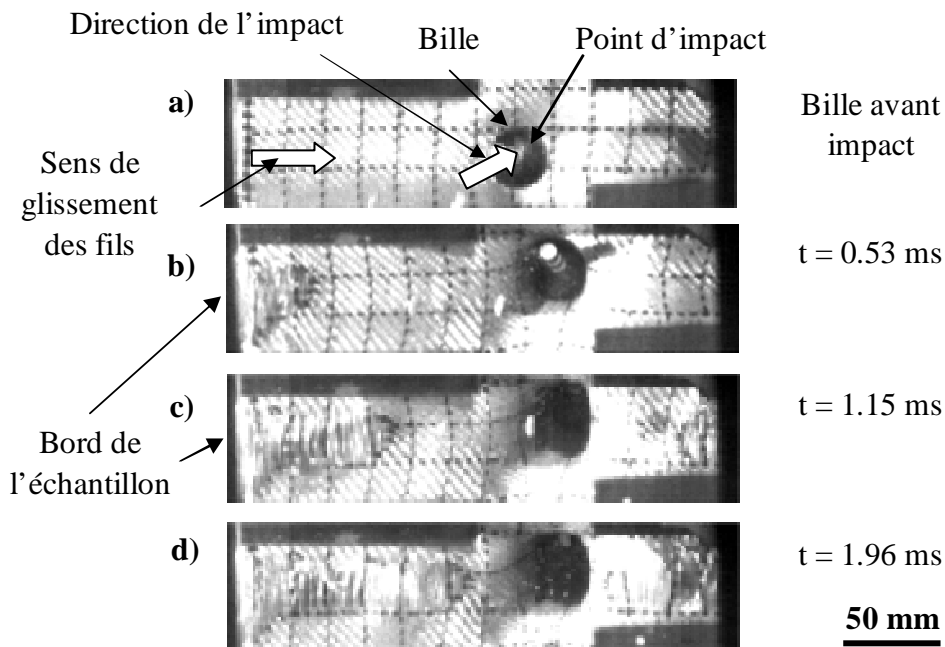


Fig. 4-46: Images de la caméra rapide au cours de l'impact : visualisation du glissement des fils principaux

L'essai d'impact dure environ 1.5 ms, et à la fin de l'essai, un ensemble de fils a été expulsé du tissu initial non résiné, comme on peut le voir en Fig. 4-47. On peut constater que le motif de tissage est resté intact sous le projectile, malgré le glissement et l'arrachage des fils (Fig. 4-47b). On comptabilise 14 fils de chaîne et de trame arrachés au niveau du premier pli de tissu, tandis que seulement 4 fils appartenant au 12^{ème} pli sont arrachés.

Ces observations fournissent deux indications importantes pour le modèle numérique :

- ◆ D'une part, on peut évaluer le coefficient de frottement entre la bille et le tissu afin de retrouver le même nombre de fils arrachés pour le premier pli
- ◆ On peut également déterminer le coefficient de frottement entre les plis de tissu, de telle sorte que l'on retrouve le bon nombre de fils arrachés au 12^{ème} pli.

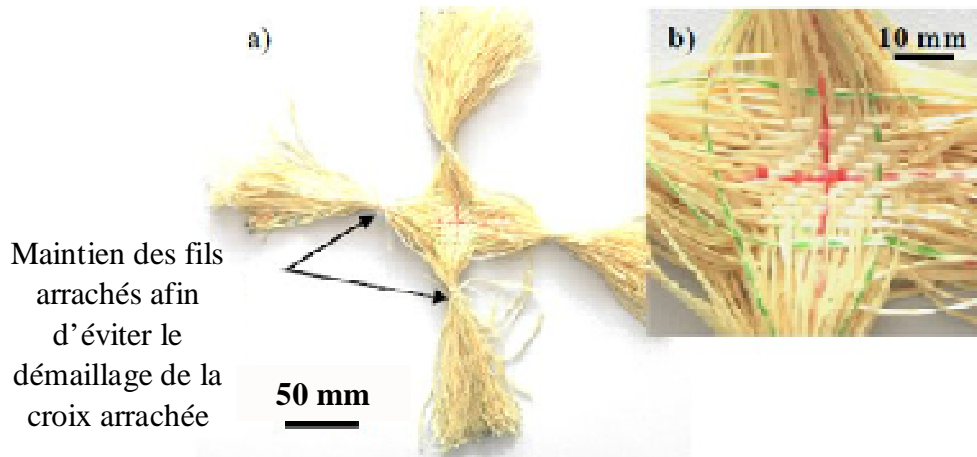


Fig. 4-47: a) Fils principaux arrachés après impact ; b) zoom sur les fils arrachés du premier pli de tissu

2.3.2 Modèle numérique

Un modèle numérique a été élaboré sur la base des essais présentés précédemment. L'objectif consiste dans un premier temps à calibrer le modèle numérique en déterminant les différents coefficients de frottement dynamique : frottement entre le projectile et le tissu, entre les différents plis et frottement dynamique au niveau des croisements chaîne-trame. Par la suite, une étude paramétrique pourra être effectuée sur cet essai : modification du tissage, du nombre de plis, de l'orientation des plis, etc.

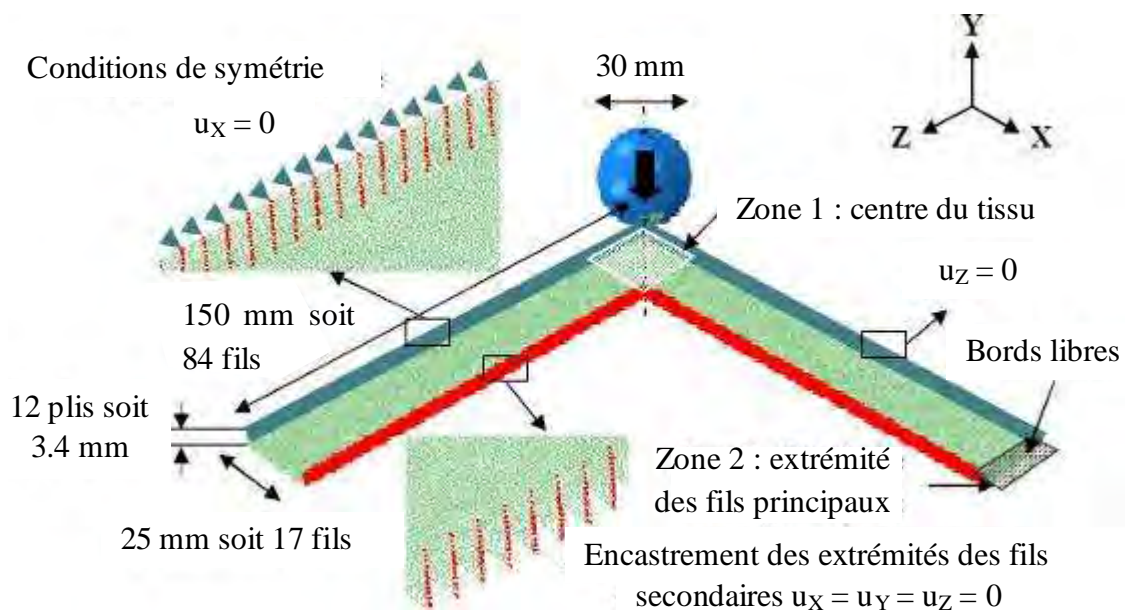


Fig. 4-48: Conditions limites du modèle d'arrachage dynamique

La géométrie du modèle numérique représente un quart de l'échantillon réel par symétrie du problème. Par souci de simplification, la largeur de la bande définie dans le modèle est réduite à 50 mm (au lieu de 60 dans les essais). Les conditions limites appliquées au tissu sont illustrées en Fig. 4-48. La forme du projectile et sa vitesse initiale sont les mêmes que celles de l'essai et on considère le quart de sa masse réelle.

Il est en contact avec tous les plis du tissu sur la zone centrale de la croix (zone 1), dans la mesure où les fils des premiers plis peuvent s'écarter sous le projectile. Parmi les 17 fils de chaque pli qui représentent la demi-largeur de la croix réelle, certains seront appelés fils principaux ou fils intermédiaires, selon qu'ils sont positionnés ou non sous le projectile. Il est à noter que les fils intermédiaires ne sont pas résinés.

De la même manière que pour l'essai quasi-statique, l'une des extrémités des fils secondaires est encastrée pour représenter la partie résinée (en rouge sur la Fig. 4-48). On applique des conditions limites de symétrie sur l'autre extrémité des fils secondaires (en bleu sur la Fig. 4-48). D'autre part, les fils principaux positionnés sur le plan médian ne peuvent se déplacer latéralement (fil orienté selon X bloqué selon Z et inversement). Les extrémités des fils principaux sont laissées libres (zone 2 en Fig. 4-48). Ces conditions sont appliquées à chaque pli.

Le modèle d'arrachage numérique est composé de 850300 nœuds. La durée de l'impact numérique est de 1 ms. Le calcul est effectué à l'aide de 12 processeurs, et le temps de calcul est de 108 heures CPU.

Plusieurs simulations numériques ont été implémentées en modifiant le coefficient de frottement dynamique des fils de chaîne et de trame. Le coefficient de frottement entre la bille et le tissu noté μ_B a été déterminé de manière à obtenir le bon nombre de fils arrachés sur le premier pli. On rappelle que sur l'essai, 14 fils de chaîne et de trame ont été arrachés (cf. observations en Fig. 4-47). Le modèle numérique prédit l'arrachage de 15 fils de chaîne et de trame avec un coefficient de frottement $\mu_B=0.4$.

On peut voir en Fig. 4-49 les déformées du tissu complet recomposé par symétrie au niveau du premier et du dernier pli. La première vue est obtenue dans la zone 1 après 0.2 ms d'impact. La seconde vue correspond à une vue de haut centrée sur la zone d'impact à la fin de l'essai. La position du projectile est indiquée en pointillés pour une meilleure lisibilité. On peut faire plusieurs analyses à partir de ces résultats :

- ◆ Pour le premier pli de tissu, la zone tissée située sous le projectile commence à être arrachée hors du plan du tissu après environ 0.2 ms d'impact. Il est intéressant de noter que dans le cas expérimental et numérique, le frottement entre la bille et le tissu est suffisant pour maintenir le motif de tissage initial sous le projectile.
- ◆ A la fin de l'impact, on retrouve bien la zone arrachée expérimentale du premier pli. Les fils principaux qui n'étaient initialement pas en contact avec le projectile se sont écartés au passage de la bille, et leurs déplacements hors plan sont donc plus faibles (entre -5 et -30 mm, comme vu en Fig. 4-49b).
- ◆ La déformée du dernier pli et plus généralement des plis inférieurs diffère de celle du premier pli, et ce dès 0.2 ms d'impact. En effet, les fils situés sous le projectile ont tendance à se déplacer latéralement et s'écartent sous l'avancée du projectile. A la fin de l'impact sur le modèle numérique, seuls les fils médians des différents plis sont encore présents sous le projectile, à cause de la condition de symétrie qui leur est imposée. Sur l'exemple donné en Fig. 4-49b, le coefficient de frottement entre plis μ_{pli} a été défini à 0.1. Comme dans la réalité, quatre fils sont encore présents sous le projectile, il sera nécessaire d'augmenter ce coefficient.

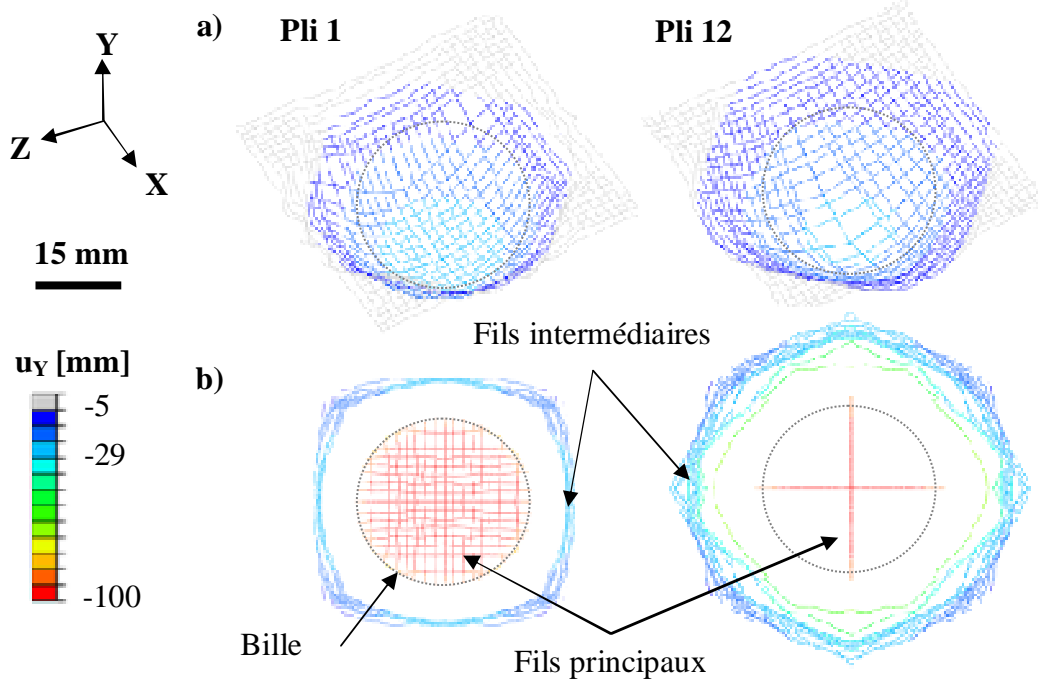


Fig. 4-49: Vues de la zone 1 : a) Plis 1 et 12, $t=0.2$ ms ; b) Plis 1 et 12, $t=1$ ms

L'évolution de la vitesse expérimentale et numérique du projectile est donnée en Fig. 4-50. On constate que la décélération du projectile est faible jusqu'à 0.15 ms après le début du contact. D'après le modèle numérique, cette étape correspond à la flexion locale du tissu dans la zone 1, et à la mise en tension des fils. Entre 0.15 et 0.25 ms, la décélération du projectile est plus importante, ce qui peut être attribué au début du glissement des fils principaux, et à la mise en tension des fils secondaires. A 0.25 ms, on observe un point d'inflexion des vitesses expérimentales et numériques. Sur le modèle numérique, cet instant correspond à la relaxation des fils intermédiaires et à l'établissement du glissement (voir l'exemple du premier pli en Fig. 4-49a). C'est également à cet instant que les deux courbes numériques divergent.

La courbe numérique obtenue avec un coefficient de frottement μ_C^D (frottement dynamique entre fils de chaîne et de trame) égal à 0.08 est très proche de la courbe expérimentale jusqu'à 0.6 ms d'impact. Au-delà de cette limite, le projectile n'est plus visible à la caméra, ce qui empêche la mesure de vitesse. On note que le passage d'un frottement de 0.08 à 0.1 entraîne une diminution de la vitesse du projectile, et ainsi une augmentation de l'énergie absorbée (énergie absorbée respective de 572 et 497 J pour $\mu_C^D = 0.1$ et $\mu_C^D = 0.08$, soit une différence d'environ 75 J après 0.7 ms d'impact).

On peut noter que le coefficient de frottement dynamique est bien inférieur à celui obtenu en quasi-statique ($\mu_C^D = 0.08$, contre $\mu_C^S = 0.17$). Cette tendance est couramment reportée dans la littérature [LAVIELLE, 1991], [LIM, 2003], [ZENG, 2005], [TAN, 2008]. Cependant, des modifications devront encore être faites sur le modèle (voir analyse de la Fig. 4-54), ce qui amènera probablement au réajustement de ce paramètre.

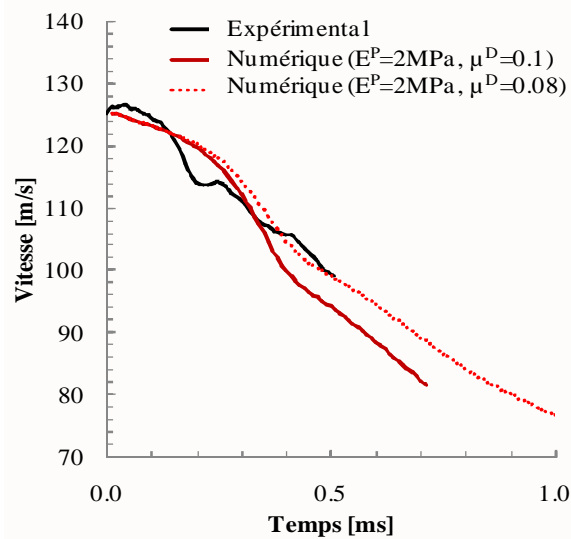


Fig. 4-50: Evolution de la vitesse expérimentale et numérique du projectile

On peut constater qu'une part significative de l'énergie initiale du projectile est dissipée lors de l'essai d'arrachage expérimental : à la fin de la mesure, c'est-à-dire après 0.5 ms d'impact, l'énergie absorbée par l'assemblage de 12 plis de tissus atteint 371 J, soit 37% de l'énergie cinétique initiale. Cependant, on peut difficilement relier ces résultats aux performances à l'impact des tissus car les distances de glissement de l'essai d'arrachage sont bien supérieures à celles des tissus intégrés dans un sandwich. Par exemple, sur le cas $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$ testé en section 1.3.6, le glissement maximal mesuré est inférieur à 20 mm.

La Fig. 4-51 fournit la position des extrémités des fils principaux à différents instants de l'impact. L'ordonnée représente la position Z des fils dans le plan du tissu, en considérant que l'impact est situé à $Z=0$. La position $Z=23$ mm correspond à la limite entre le tissu sec et le tissu résiné, ce qui est signalé par des positions expérimentales arbitraires nulles en X. Chaque point de mesure est associé à un fil du tissu. Le déplacement expérimental des fils est mesuré à partir des analyses d'images fournies par la caméra rapide. L'abscisse représente la zone de mesure des déplacements, comprise entre 0 mm (bord de l'éprouvette) et 100 mm (limite au-delà de laquelle le tissu est trop indenté hors du plan pour valider la mesure).

On peut constater que sur les mesures expérimentales, les extrémités des fils principaux se déplacent de manière homogène sur la hauteur. On note cependant quelques approximations de mesure intervenant lorsque les extrémités des fils principaux marqués en noir franchissent les fils secondaires, qui apparaissent également en noir sur les photos.

Les positions des fils numériques sont également indiquées pour certains instants d'impact (en pointillés sur la Fig. 4-51). Deux zones sont clairement identifiables, selon que l'on considère les fils principaux ou les fils intermédiaires. En effet, les fils principaux (situés directement sous le projectile et totalement arrachés à la fin de l'impact) subissent de forts déplacements au cours de l'impact, tandis que les extrémités des fils intermédiaires se stabilisent à environ 20 mm du bord de l'échantillon. On peut constater de manière globale que les déplacements des fils principaux sont surestimés par le modèle (différence constante d'environ 20 mm).

Cet effet peut être dû à plusieurs approximations du modèle numérique : non prise en compte du frottement entre fils adjacents, effets dynamiques intervenant éventuellement sur le comportement des fils en traction et en flexion et non pris en compte dans le modèle, etc.

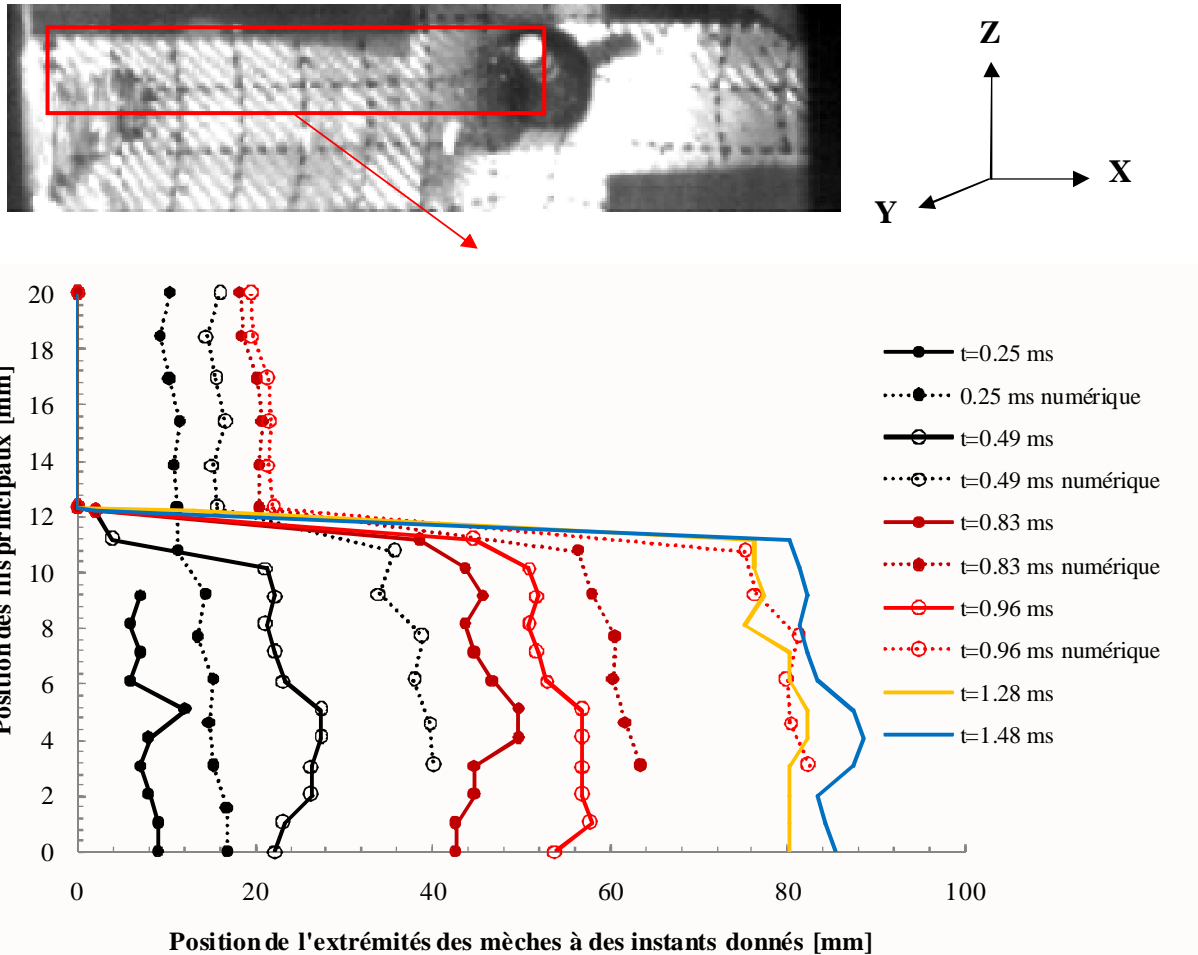


Fig. 4-51: Position expérimentale et numérique des extrémités des fils primaires (zone 2) à temps d'impact donnés

Le déplacement moyen, ainsi que la vitesse de glissement moyenne des fils principaux du premier pli, (uniquement les sept premiers, qui sont totalement arrachés à la fin de l'impact) sont donnés en Fig. 4-52.

On note que les déplacements des fils et les vitesses de glissement expérimentales et numériques sont du même ordre de grandeur. Après 2 ms d'impact la distance de glissement expérimentale atteint 100 mm, ce qui indique la fin proche de l'essai. Pour les deux cas de frottement considérés ($\mu^D = 0.08$ et $\mu^D = 0.1$), les courbes sont quasiment confondues. Le déplacement moyen des fils donné par le modèle numérique est supérieur à celui mesuré dans la réalité. Une représentation du déplacement individuel des fils est proposée en Fig. 4-51 pour analyser ce phénomène.

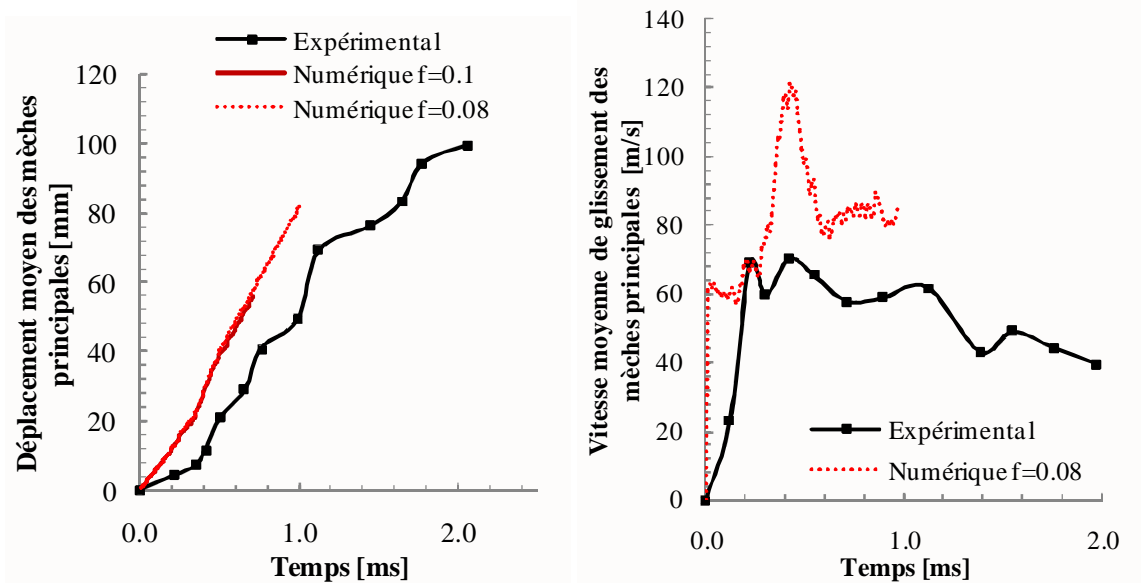


Fig. 4-52: a) déplacement moyen ; b) vitesse de glissement moyenne ; données numériques et expérimentales obtenues à partir des mesures sur les 7 premiers fils principaux

L'évolution de la vitesse de glissement est donnée en Fig. 4-52b. La vitesse expérimentale plafonne à environ 60 m/s sur une bonne partie de l'essai, ce qui montre que le glissement est rapidement stabilisé. Le modèle numérique montre des vitesses globalement comprises entre 60 et 80 m/s. On observe cependant un pic de vitesse significatif après environ 0.4 ms. Dans le modèle, ce pic correspond à la relaxation des fils proches de la zone d'impact qui sont partiellement emportés par le projectile et qui forment comme des pétales (voir la Fig. 4-53a, à $t = 1\text{ms}$). On désignera ces fils comme des fils intermédiaires pour la suite de l'explication.

Avant 0.4 ms, les contraintes dans les fils intermédiaires sont significatives. Ces derniers contribuent à freiner l'avancée du projectile (voir la Fig. 4-53a, à $t = 0.3\text{ms}$). Lorsque le projectile a suffisamment indenté le tissu, la tension dans les fils principaux est suffisante pour vaincre le frottement au niveau du contact entre fils principaux et intermédiaires. Ces derniers sont alors relaxés et glissent, en suivant le mouvement des fils principaux, ce qui engendre la formation des « pétales » signalés auparavant. Le basculement de la mise en tension à la relaxation des fils intermédiaires intervient brusquement, ce qui engendre un pic dans la vitesse de glissement. Ce pic est probablement un artefact numérique qu'il faudra étudier plus en détail par la suite ; on peut a priori attribuer à la forte rigidité des barres engendrent de manière générale de brusques variations d'effort. Il apparaît au même moment que l'inflexion observée sur la vitesse du projectile, comme vu en Fig. 4-50. Il est également synchronisée avec la relaxation des fils intermédiaires. La précision spatiale et temporelle des mesures ne permet malheureusement pas de confirmer ou d'infirmer ce phénomène numérique.

La Fig. 4-53 donne une cartographie des contraintes et des déformations dans la direction longitudinale des fils pour différents temps d'impact. Les fils principaux sont progressivement étirés lors de l'avancée du projectile. Après 0.4 ms d'impact, instant qui correspond au début de la relaxation des fils intermédiaires et à la stabilisation du glissement, les contraintes moyennes numériques dans les fils principaux atteignent 207 MPa.

On note que toutes les valeurs de contraintes données pour l'analyse correspondent aux valeurs numériques recalculées avec la section réelle des fils. Les déformations en traction restent faibles, avec des valeurs proches de 2.10^{-3} . D'autre part, on peut constater que les fils secondaires situés sur le pourtour de la zone 1 sont très fortement sollicités en traction. On constate des contraintes numériques de 1930 MPa, ce qui reste cependant inférieur à la contrainte à rupture des fils de Twaron. D'autre part, les fils secondaires sont fortement sollicités en traction lors du passage des extrémités des fils principaux. Les contraintes numériques engendrées atteignent en moyenne 1100 MPa.

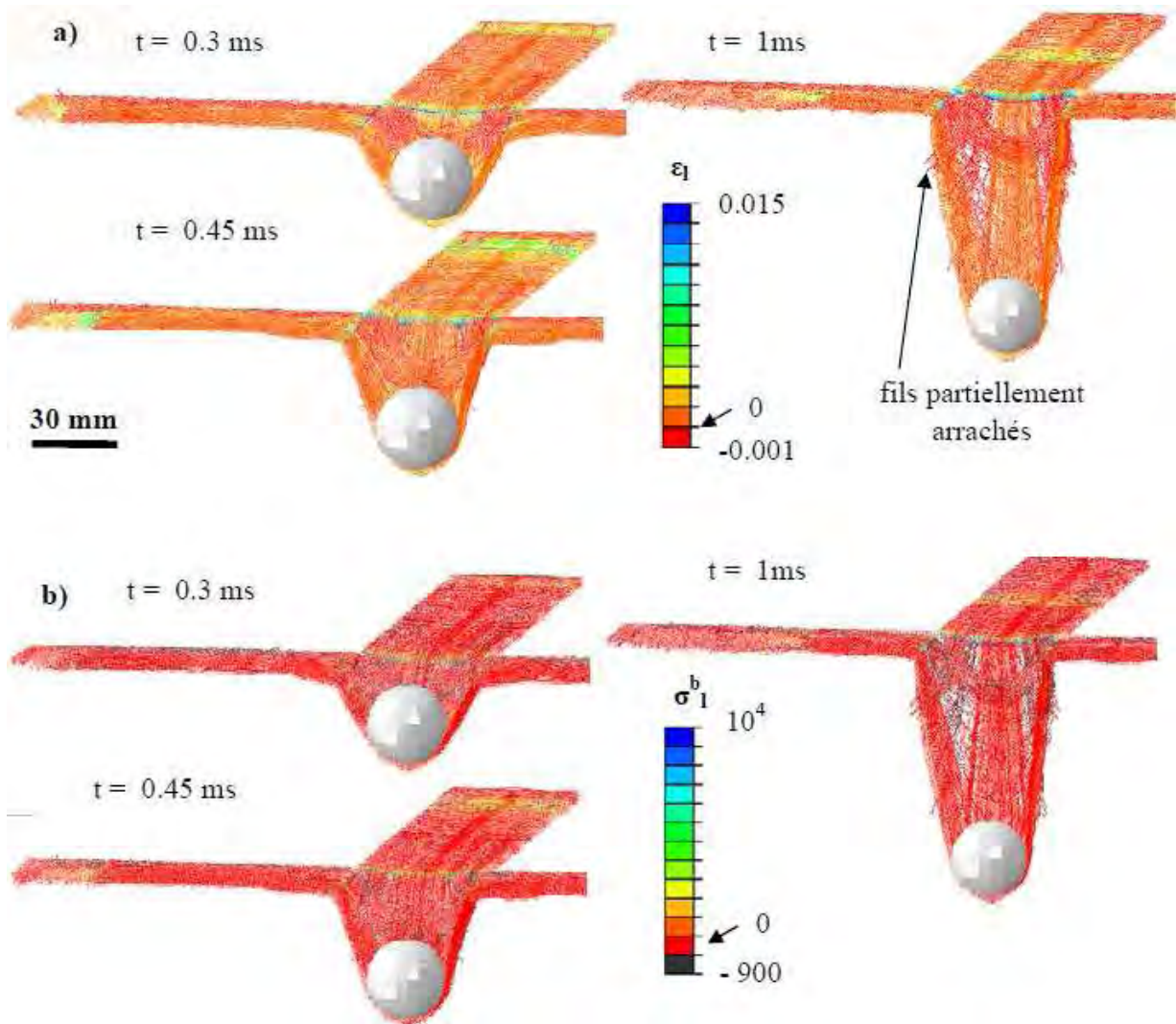


Fig. 4-53: Cartographie des déformations longitudinales et contraintes longitudinales dans les éléments barre à différents instants d'impact (cas où $\mu_c^D = 0.08$ et $E^P = 2$ MPa)

L'évolution des énergies numériques dans le tissu au cours de l'impact est donnée en Fig. 4-54. Après 0.5 ms d'impact, les énergies sont indiquées en pointillés. Cette démarcation a été effectuée pour signaler la fin des mesures expérimentales. L'énergie cinétique du projectile est transmise à l'échantillon, ce qui explique l'augmentation régulière de l'énergie cinétique transmise aux tissus jusqu'à 0.4 ms.

On a vu qu'à partir de 0.4 ms, le comportement du tissu est modifié, avec la relaxation des fils intermédiaires, et la stabilisation du glissement des fils principaux. Ainsi, la contribution des fils secondaires devient négligeable, ce qui se matérialise naturellement par une baisse d'énergie cinétique. On peut observer une évolution similaire de l'énergie de déformation élastique. L'énergie dissipée par frottement augmente de manière significative après 0.2 ms, ce qui correspond au début de l'arrachage de la zone centrale. On observe également un point d'inflexion pour l'énergie dissipée par frottement à partir de 0.4 ms, qui marque la fin de la contribution des fils intermédiaires sur l'énergie dissipée par frottement.

Pour finir, l'énergie visqueuse du modèle augmente tout au long de l'impact et de manière plus marquée après 0.4 ms. Il est nécessaire de s'assurer que la part de cette énergie sur l'énergie totale reste faible (<10%), ce qui n'est pas le cas ici. Il faudra donc par la suite diminuer les paramètres de viscosité du modèle numérique.

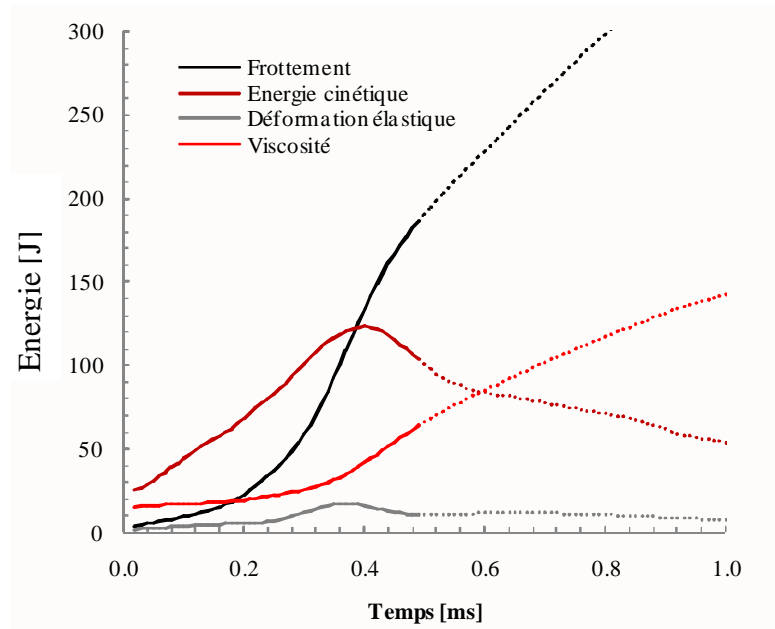


Fig. 4-54: Evolution des énergies dans les tissus au cours de l'impact

Par ailleurs, sur la répartition des énergies totales donnée en Fig. 4-54 à $t=0.4$ ms, on a également évalué la part d'énergie dissipée dans la zone Z1 (zone centrale de la croix) par rapport à l'énergie totale dans le tissu. Cette zone a une surface de 625 mm^2 (soit 9% de la surface totale de l'échantillon). La quantité d'énergie dissipée au centre du pli 1 correspond à 14% de l'énergie totale dissipée dans le pli. Cette part diminue de manière régulière pour atteindre 12% au 12^{ème} pli. Ainsi, la contribution du centre n'est pas significativement supérieure au reste de l'échantillon, comparativement à sa surface. On peut donc en conclure que l'énergie cinétique transférée de la bille au tissu se répartit de manière régulière sur l'ensemble de l'échantillon, par la mise en mouvement des fils principaux et secondaires.

La répartition des énergies par pli de tissu est donnée en Fig. 4-55, afin de mieux comprendre la contribution de chaque pli dans l'énergie dissipée par le tissu. L'objectif consiste à étudier des voies de regroupement afin de simplifier le modèle numérique (si cela s'avère nécessaire pour la suite). Pour cela, on considère la répartition de l'énergie cinétique et de l'énergie de déformation élastique à l'instant $t=0.4$ ms. L'énergie cinétique décroît de manière relativement régulière avec le nombre de plis, ce qui est logique puisque le nombre de fils contribuant à freiner le projectile diminue avec le numéro du pli.

L'énergie de déformation élastique est conséquente dans le premier pli et dans les plis intermédiaires (du 4^{ème} au 8^{ème} pli), avec des différences assez significatives par rapport aux autres plis. Cette observation est peut être due au confinement imposé aux plis intermédiaires, et à l'effet du frottement inter-pli (défini à 0.1). D'autre part, la part d'énergie élastique dissipée dans la zone Z1 est inférieure à 3.5 % pour l'ensemble des plis, ce qui indique que le phénomène est principalement situé au niveau des branches de la croix. On peut en particulier l'imputer aux déformations des fils secondaires qui sont sollicités en traction dans le sens du glissement.

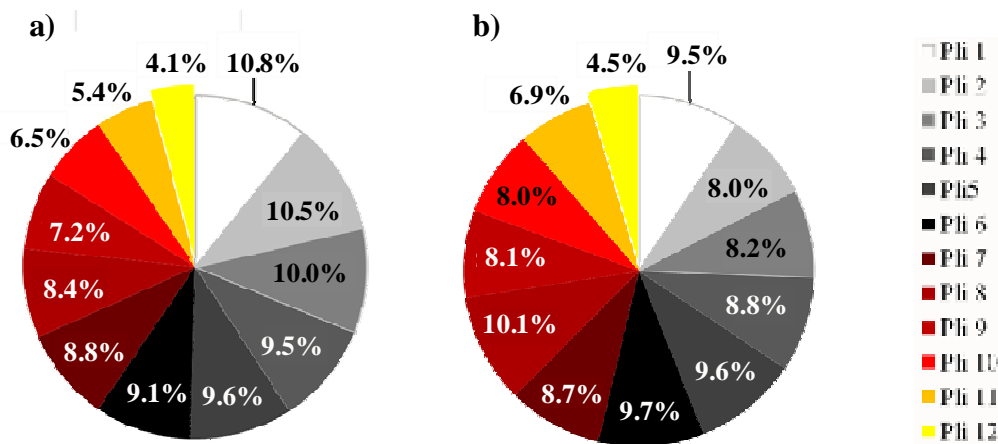


Fig. 4-55: Répartition des énergies par pli à $t=0.4$ ms ; énergie : a) cinétique ; b) déformation élastique

Par la suite, il sera également intéressant de comparer la répartition des énergies entre les fils principaux, intermédiaires et secondaires. D'autre part, on peut également envisager d'étudier la répartition des énergies dissipées par frottement par pli.

2.3.3 Conclusions et perspectives de l'étude numérique

Un modèle numérique de tissus secs a été développé dans cette étude, à la suite des résultats expérimentaux prometteurs de ces structures. Le modèle développé se veut le plus simplifié possible afin d'être par la suite facilement implémenté dans un modèle global de structure sandwich. A cette fin, et pour représenter le glissement des fils principaux et mieux comprendre la contribution du frottement, le modèle a été défini à l'échelle du fil du tissu.

Ce choix pose des problèmes dus à la complexité géométrique de la prise en compte du tissage, et ce, pour de grandes dimensions d'éprouvettes et un nombre conséquent de plis. Ainsi, un objectif à moyen terme du modèle présenté consistera à trouver des stratégies de simplification.

Des essais d'arrachage sous sollicitations quasi-statiques et dynamiques ont été réalisés dans cette étude, afin d'étudier et de caractériser le glissement des fils tissés. Le coefficient de frottement quasi-statique entre les fils de tissus et la rigidité de flexion d'un fil de tissu ont été déterminés sur la base des essais expérimentaux réalisés. Une étude d'arrachage expérimentale et numérique est actuellement en cours afin d'étudier l'effet de la couture et du tissage sur le comportement à l'arrachage.

Des essais d'arrachage dynamique expérimentaux ont été réalisés en complément des essais quasi-statiques. Pour ce faire, un essai d'impact standard a été réalisé sur une éprouvette composée de plusieurs plis de tissus résinés sur quatre coins (afin de permettre le glissement des fils principaux uniquement). Un modèle numérique a été implémenté sur la base des essais. Les résultats d'essais ont permis de déterminer le coefficient de frottement entre la bille et le tissu et au niveau des croisements entre fils. Le modèle représente bien les mécanismes observés lors de l'essai d'arrachage et la déformée globale des tissus. Quelques points sont encore à améliorer, notamment sur la prise en compte du frottement entre fils et la réduction des viscosités numériques. La répartition des énergies dans les plis de tissu semble indiquer que les plis intermédiaires ont un comportement proche, ce qui offre des perspectives en termes de réduction du modèle numérique.

Plusieurs suites sont envisagées pour l'étude dynamique :

- ◆ Concernant les essais expérimentaux, plusieurs tests complémentaires peuvent être envisagés : glissement des tissus secs avec points de couture, caractérisation de tissus orientés à $\pm 45^\circ$, puis caractérisation d'un assemblage quasi-isotrope, test de 12 plis de tissus avec plis inférieurs partiellement résinés comme au sein d'une structure sandwich, etc.
- ◆ Des pistes d'amélioration du modèle peuvent être envisagées : tests d'autres méthodes de gestion des contacts, prise en compte des effets dynamiques sur la flexion et la traction des fils, etc.

Pour finir, un modèle de structure sandwich intégrant plusieurs plis de tissu en peau avant est en cours de développement. Le modèle numérique est construit sur la base de l'essai $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$, et ce pour plusieurs raisons :

- ◆ Le nombre de plis ainsi que la dimension d'éprouvette sont abordables pour un modèle numérique
- ◆ Les résultats de ce cas particulier sont très originaux puisque le nid d'abeille et la peau aluminium sont perforés, mais pas la peau avant. De plus, le projectile est stoppé à l'arrière de l'échantillon par une poche formée des fils principaux de tissu. Il s'agit d'un cas bien adapté pour la calibration d'un modèle numérique.

Les huit plis de tissu sont représentés par des éléments barres et poutres. Le dernier pli est supposé parfaitement collé au nid d'abeille. Le modèle du nid d'abeille et de plaque aluminium est repris des chapitres II et III. A ce jour, le modèle numérique tel que présenté en Fig. 4-56 est achevé et les premiers calculs effectués. Cependant, la déformée obtenue n'est pas réaliste car à ce jour, la couture n'a pas été prise en compte et les plis non résinés ne sont pas maintenus à la structure dans le sens de l'épaisseur.

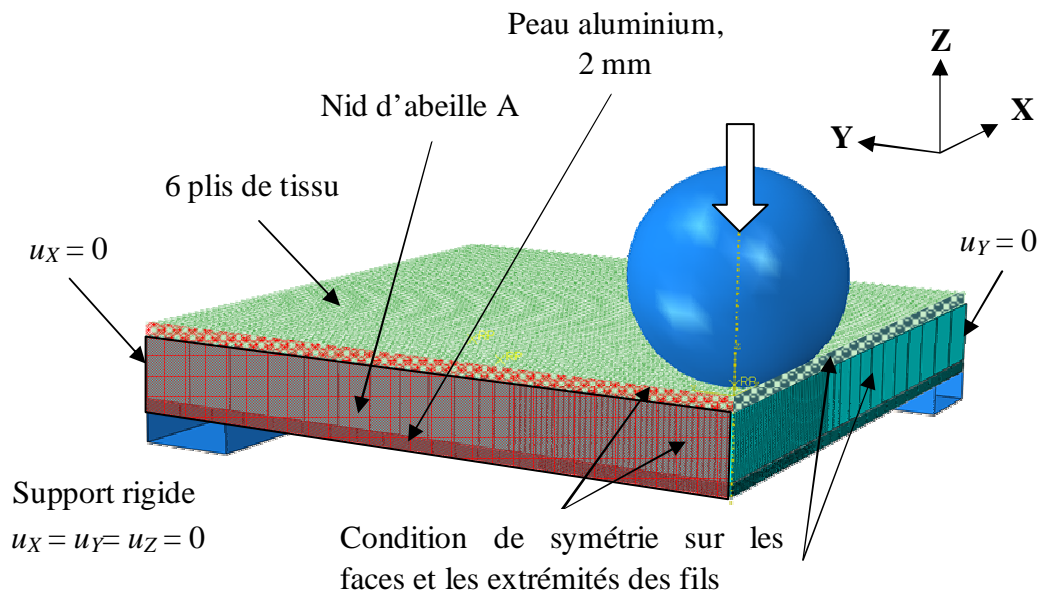


Fig. 4-56: Modèle d'impact défini sur la base de l'essai $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ (en cours d'étude)

3. CONCLUSION

Ce chapitre a permis d'évaluer les performances à l'impact de structures sandwichs intégrant des solutions composites en tant que peau avant. Une étude expérimentale d'impact menée sur un certain nombre de configurations a permis d'identifier deux solutions prometteuses : assemblages de tissus secs cousus, ou encore structures Interlock (tissage tridimensionnel). La solution standard de composite résiné n'a pas été retenue car la résine rigidifie de manière significative la peau avant, ce qui la rend plus sensible à la perforation.

Les structures interlock testées présentent une bonne résistance à la perforation. Cependant, elles sont plus lourdes que les assemblages de tissus secs pour des performances similaires. L'assemblage de tissus secs cousus dans l'épaisseur et intégré en tant que peau avant d'une structure sandwich est une solution originale identifiée pour cette étude (habituellement, on utilise des peaux composites résinées ou des peaux métalliques).

Les tissus secs s'endommagent via des déformations du motif de tissage initial : glissement des fils principaux, accumulation des fils près de la zone d'impact et des points de couture, etc. Ces mécanismes sont susceptibles de dissiper une partie de l'énergie initiale du projectile au travers de différents frottements (au contact entre la bille et le tissu, aux croisements des fils de chaîne et de trame, ou encore entre les plis) et des déformations des fils. L'étude expérimentale a permis d'identifier certains paramètres des tissus qui influencent les performances à l'impact : le tissage (meilleur rapport performance / masse du taffetas par rapport au sergé), le nombre de plis (limite à rupture située entre 8 et 16 plis) et raffinement de la couture (diminution de la distance de glissement).

Un modèle numérique de tissus secs a été développé dans cette étude. Afin de bien représenter les endommagements observés, et en particulier le glissement des fils, le modèle a été défini à l'échelle du fil du tissu. Ce choix engendre des géométries complexes, tenant compte du profil de chaque fil dans le tissu, du tissage, ainsi que du comportement de chaque pli. Le comportement du fil est modélisé par des éléments barres et poutres superposés afin de tenir compte de son comportement en traction et de sa rigidité de flexion de manière indépendante.

Afin de caractériser le comportement du tissu et en particulier le glissement des fils, plusieurs essais expérimentaux d'arrachage ont été effectués, en statique et en dynamique. Des modèles numériques ont été développés et calibrés sur la base des essais effectués. Ainsi, la rigidité de flexion des fils, le coefficient de frottement entre les fils, et entre la bille et le tissu ont pu être déterminés. Les modèles numériques développés représentent bien le comportement qualitatif observé dans le tissu, mais certains points sont encore à améliorer.

Les résultats obtenus offrent de nombreuses perspectives, à la fois expérimentales et numériques. D'une part, la caractérisation expérimentale du tissu taffetas et des assemblages cousus sont envisagés pour la suite des études d'arrachage en quasi-statique et en dynamique. D'autre part, l'étude numérique sur tissus secs peut être développée sur plusieurs aspects :

- ◆ Amélioration du modèle numérique, notamment sur la gestion des contacts.
- ◆ Développement de modèles supplémentaires sur l'exemple des essais expérimentaux, en vue de valider les choix de modélisation.
- ◆ Identification de méthodes de simplification de la géométrie.
- ◆ Développement d'un modèle complet d'impact sur structure sandwich intégrant des tissus secs en tant que peau avant.
- ◆ Adaptation de la méthode pour la modélisation de structures interlocks.

CHAPITRE V

Etude de nouvelles architectures de sandwich - Influence du cœur et du couplage cœur-peaux

12/12/2012 01:36

Les chapitres précédents ont étudié le comportement à l'impact de structures sandwiches avec deux types de peaux, des peaux aluminium ou en tissus secs cousus. Chacune de ces peaux a été étudiée et améliorée de manière expérimentale et numérique, seule ou au sein d'une structure sandwich avec un cœur en nid d'abeille aluminium.

Ce chapitre propose un travail plus exploratoire que les précédents, avec pour objectif de tester et comparer un large choix de structures sandwiches et d'identifier des solutions de structures plus originales qu'une configuration tout aluminium.

Ce chapitre se compose de trois parties distinctes. Les deux premières parties proposent une étude du cœur du sandwich pour les deux types de peaux préalablement identifiés et étudiés : aluminium 5086 et plis de tissus secs cousus dans l'épaisseur. Les objectifs consistent à améliorer les performances à l'impact des sandwiches tout aluminium testés dans le chapitre III : non perforation à masse et indentation minimales.

Pour finir, une synthèse générale des structures sandwiches testées répondant aux critères de performances sera établie. La comparaison des différentes structures permettra d'identifier les meilleures configurations et couplages peau/cœur.

SOMMAIRE

CHAPITRE V : ETUDE DE NOUVELLES ARCHITECTURES DE SANDWICH – INFLUENCE DU CŒUR ET DU COUPLAGE CŒUR-PEAUX237

1. PRESENTATION DES STRUCTURES DE CŒUR TESTEES A L'IMPACT	239
1.1 METHODES DE FABRICATION ET CARACTERISTIQUES DES CŒURS ARCHITECTURES	239
1.2 CARACTERISTIQUES MECANQUES DES STRUCTURES TESTEES	242
2. INFLUENCE DU CŒUR SUR DES SANDWICHES A PEAU ALUMINIUM	244
2.1 PRESENTATION DES ECHANTILLONS TESTES	244
2.2 SYNTHESE DES RESULTATS D'IMPACT	245
2.2.1 Comportement des cœurs métalliques : ULSAP et tôle pliée	247
2.2.2 Comportement des cœurs en fibres aramides enchevêtrées	249
2.2.3 Comportement des cœurs non-tissés	250
2.3 ANALYSE DES RESULTATS	252
2.4 CONCLUSIONS	255
3. INFLUENCE DU CŒUR SUR LES SANDWICHES A PEAU COMPOSITE	255
3.1 PRESENTATION DES ECHANTILLONS TESTES	255
3.2 SYNTHESE DES RESULTATS D'IMPACT	257
3.2.1 Structures sandwichs avec cœurs en mousse polyuréthane	259
3.2.2 Structures sandwichs avec cœurs en nid d'abeille Nomex	263
3.2.3 Structures sandwichs avec d'autres types de cœur	264
3.3 ANALYSES ET CONCLUSIONS DE L'ETUDE	265
4. SYNTHESE DES RESULTATS EXPERIMENTAUX ET COMPARAISON DES STRUCTURES	267
4.1 EVALUATION DES STRUCTURES SUR LA BASE D'UNE ENERGIE MASSIQUE	268
4.2 AFFINAGE DES STRUCTURES SELECTIONNEES SUR LA BASE D'UNE ENERGIE RAPPORTEE A L'INDENTATION	269
5. CONCLUSION	273

1. PRESENTATION DES STRUCTURES DE CŒUR TESTEES A L'IMPACT

Cette étude fait suite à l'étude expérimentale d'impact sur structures sandwiches tout aluminium décrite au chapitre III et sur l'étude des structures sandwiches avec peaux en tissus secs et cœur en nid d'abeille aluminium du chapitre IV. Le nid d'abeille présente, en tant que cœur, certains inconvénients majeurs : sensibilité au chargement dynamique en compression, localisation des efforts, découplage des peaux, etc. La présente étude consiste à tester d'autres structures de cœur moins sujettes à ces effets et à identifier des solutions de blindage potentielles. Il s'agit également d'évaluer les performances à l'impact d'assemblages de matériaux et de structures plus originaux.

Un aperçu de la littérature a montré que certaines structures de cœur (autres que le nid d'abeille aluminium) peuvent donner de bons résultats à l'impact. Parmi ces structures, on a pu identifier :

- ◆ Structures 3D : treillis, pyramides, Y, réalisés à base de différents types de matériaux, généralement métalliques (aluminium, acier)
- ◆ Nid d'abeille à base de différents matériaux : Nomex, Canson, etc.
- ◆ Mousses polymères
- ◆ Assemblages de fibres : fibres enchevêtrées métalliques assemblées par brasage, ou composites assemblées par polymérisation de résine

La méthode de fabrication, ainsi que les propriétés de certains cœurs architecturés (structures 3D, et assemblages de fibres testés dans cette étude) seront décrites plus précisément dans le paragraphe suivant.

L'objectif de cette étude consiste à étudier plusieurs structures de cœur, ainsi que différents couplages peaux-cœurs. Ces structures seront comparées à la référence des plaques aluminium seules identifiées au chapitre II : $[A_{2+1}]_{400}^{(1)}$.

1.1 Méthodes de fabrication et caractéristiques de cœurs architecturés

Parmi les structures de cœur testées avec des peaux métalliques, les structures 3D (treillis, pyramides, etc.) sont couramment citées dans la littérature. Il a donc semblé intéressant de tester quelques unes de ces structures et de les comparer au nid d'abeille aluminium. Deux structures ont été testées, des assemblages de tôles pliées et une structure ULSAP (Ultra Light Structural Acoustic Panels) élaborée initialement pour des applications d'absorption acoustique.

Une structure de type tôle pliée a été fabriquée par l'entreprise ATECA dans le cadre du projet MANSART et testée à l'impact dans cette étude. La Fig. 5-1a fournit un aperçu de la géométrie de cette structure. Une tôle pliée est obtenue à partir d'un feuillard d'acier 316L (0.55 mm d'épaisseur). Ce feuillard est perforé (forme carrée) afin de diminuer la masse de la structure. On vient ensuite emboutir la structure afin de lui donner une forme de tôle pliée. Les différentes couches sont ensuite assemblées par brasage. La structure étudiée ici est composée de 3 couches unitaires d'une épaisseur totale d'environ 10 mm, pour une masse volumique de 225 kg/m^3 .

La structure ULSAP est un résonateur développé et breveté par l'ONERA. Elle présente de bonnes propriétés d'absorption acoustique. Sa géométrie est présentée en Fig. 5-1b. Ses performances à l'impact en tant que cœur de sandwich ont été évaluées afin de pouvoir coupler les applications de résistance à l'impact et d'amortissement vibratoire évoquées dans le cahier des charges (voir en Introduction). Cette structure tridimensionnelle est obtenue par pliage d'une tôle initiale préformée. Au sein de chaque cellule unitaire, certaines arrêtes sont collées et d'autres simplement pliées, ce qui joue un rôle dans l'amortissement acoustique de cette structure. Chacune des cellules unitaires fait 30 mm de côté, et l'épaisseur totale atteint 20 mm, pour une masse volumique de 45 kg/m^3 .

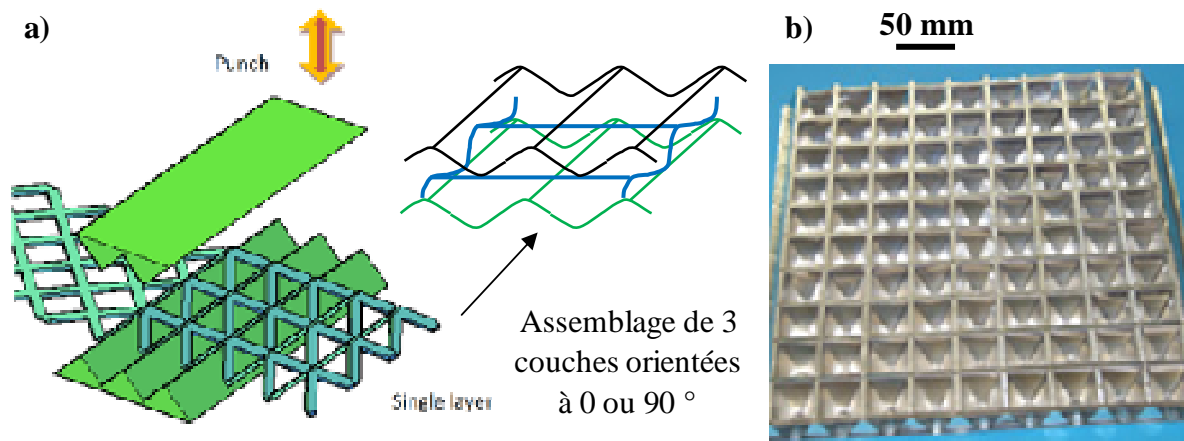


Fig. 5-1 : a) Procédé de fabrication et visualisation des structures de tôle pliée ; b) Structure ULSAP

Par ailleurs, des structures de cœur élaborées à base de matériaux composites et en particuliers de structures fibreuses semblent de bons candidats à l'impact. Cependant, si les structures en fibres métalliques enchevêtrées étudiées par Dean et al. [DEAN, 2011] présentent une masse volumique trop importante pour notre application, des structures enchevêtrées à base de fibres composites sont des candidats envisageables [MEZEIX, 2009].

Une structure de cœur élaborée à base de fibres enchevêtrées en fibre aramide frisée (1450 kg/m^3) a été testée. Son mode de fabrication est détaillé dans [MEZEIX, 2009]. Il comprend globalement trois étapes. Dans un premier temps, on sépare les filaments des torons et on forme un enchevêtrement isotrope. Ensuite, on vaporise de fines gouttes de résine époxy sur les fibres. L'ensemble est mis en forme dans un moule et chauffé afin de faire polymériser la résine. Des images obtenues au microscope optique à balayage permettent de visualiser les pontages de résine entre les fibres après polymérisation (cf. Fig. 5-2).

L'avantage de ces structures réside dans le large choix de paramètres de fabrication : nature de la fibre, masses des fibres et de la résine, géométrie, etc. On peut ainsi facilement ajuster les propriétés de cette structure en fonction des besoins et critères de performance : épaisseur, masse volumique, propriétés en compression, etc. Plusieurs structures ont été élaborées avec des masses volumiques variant entre 50 et 150 kg/m^3 . Ces structures ont une porosité proche de 90% pour une masse volumique de 150 kg/m^3 [MEZEIX, 2010].

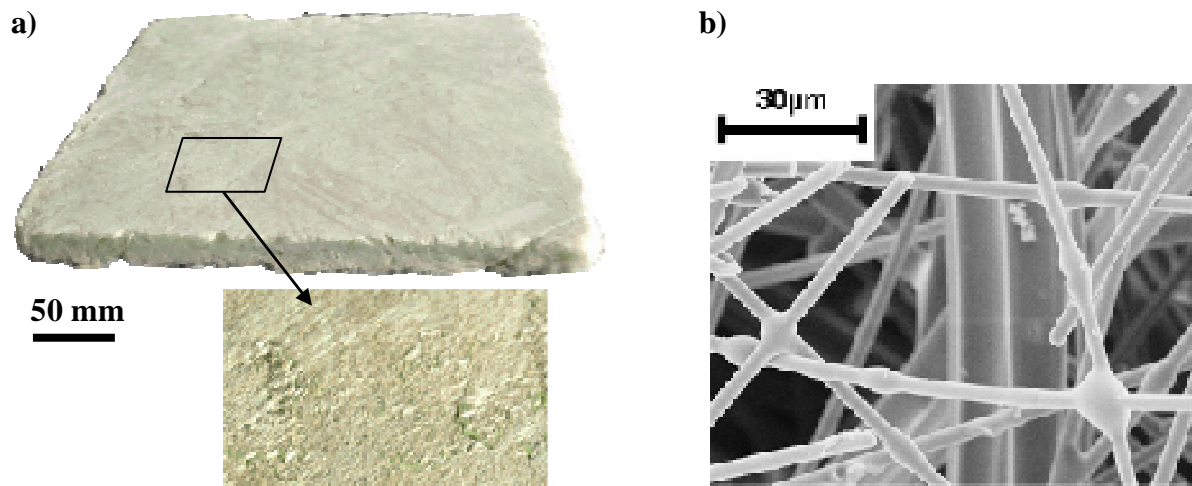


Fig. 5-2 : a) Cœur enchevêtré obtenu après polymérisation ; b) Visualisation au microscope des pontages de résine entre les fibres [MEZEIX, 2010]

Pour finir, et contrairement aux enchevêtrés qui sont globalement isotropes, il a semblé intéressant de tester des structures de fibres orientées dans le plan du sandwich puisque le renforcement hors plan favorise le découplage des peaux (cf. résultats obtenus pour le nid d'abeille au chapitre III). Ainsi, des structures non-tissées à base de fibres aramides ont été élaborées par Marion Amiot dans le cadre du projet MANSART et testées dans le cadre de cette étude.

Les structures non-tissées sont élaborées à base de nappes de fibres discontinues. Les fibres utilisées dans cette étude sont des fibres de Twaron de 12 μm de diamètre et de 100 mm de long. Les nappes sont ensuite consolidées mécaniquement, soit par hydroliage, soit par aiguilletage (Fig. 5-3a et b). Lors de l'aiguilletage, l'action des aiguilles permet d'enchevêtrer les fibres et de donner de la cohésion à la nappe. L'hydroliage a également pour but d'enchevêtrer les fibres, par le biais de jets d'eau à haute pression. Les étapes de fabrication passant par la mise en place de la nappe et l'assemblage des couches privilégient une direction du plan qui correspond au sens de la machine (voir exemple en Fig. 5-3b). Dans le cas de structures résinées, l'imprégnation se fait après les étapes de piquetage ou d'hydroliage (résine 1010 Resoltech). Les structures non résinées ont une porosité moyenne évaluée à 91% [AMIOT, 2011].

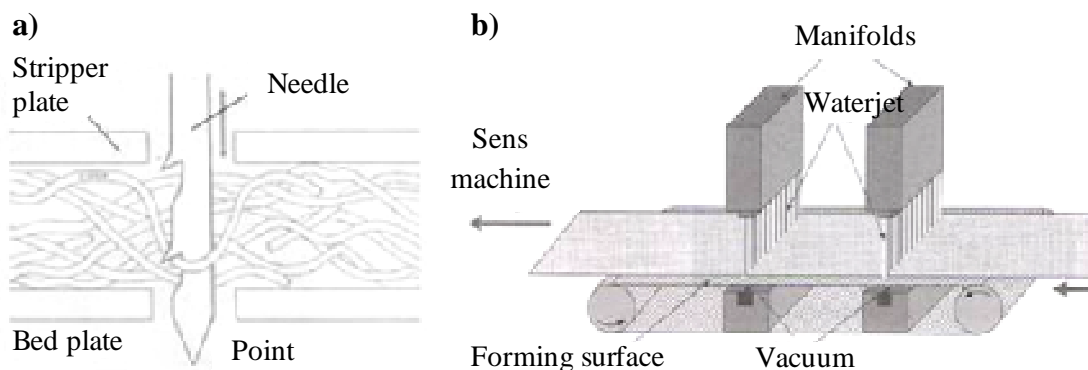


Fig. 5-3 : Consolidation des nappes par : a) aiguilletage [KAMATH, 2004]; b) hydroliage

L'influence de certains paramètres de fabrication a été évaluée à l'impact :

- ◆ Effet de la méthode d'assemblage : aiguilletage et hydroliage
- ◆ Influence de la résine (présence ou non et type de résine utilisé)
- ◆ Effet de stratification

Une étude expérimentale préliminaire a permis de conclure que la méthode d'assemblage n'avait pas d'influence sur les performances à l'impact. On comparera ainsi de manière indifférente les structures aiguilletées, hydroliées ou des structures assemblées par les deux méthodes.

1.2 Caractéristiques mécaniques des structures testées

On considère que les cœurs testés ont un comportement en compression qui suit les trois phases suivantes, comme décrit en Fig. 5-4: partie élastique, flambement et densification [EVANS, 1998], [GIBSON, 1999].

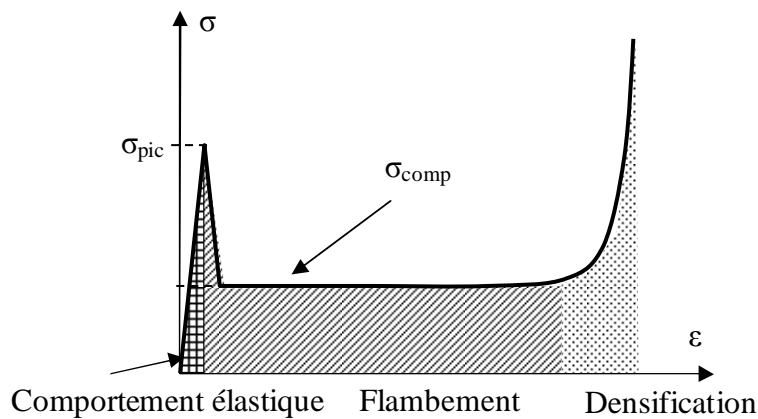


Fig. 5-4 : Courbe de compression théorique

Les caractéristiques mécaniques des cœurs testés dans ce chapitre sont synthétisées en Tab. 5-1. Les propriétés en compression du nid d'abeille B ont été déterminées par essais de compression effectués dans le cadre de cette étude (voir chapitre III).

La caractérisation des structures non-tissées, des fibres enchevêtrées, des ULSAP ainsi que celle des tôles pliées brasées a été réalisée par les partenaires du projet MANSART. Pour finir, les propriétés du nid d'abeille A et B (en cisaillement), du nid d'abeille Nomex et de la mousse polyuréthane ont été identifiées à partir des bases de données des fournisseurs [AIREX, HEXCEL].

La courbe de compression obtenue sur une structure non tissée non résinée simple est fournie en Fig. 5-5 et comparée à la courbe du nid d'abeille B. On peut constater que pour les structures non-tissées, il n'y a pas de contrainte pic et que la contrainte plateau est très faible (environ 0.0022 MPa). De plus, la phase de densification apparaît plus rapidement que pour le nid d'abeille.

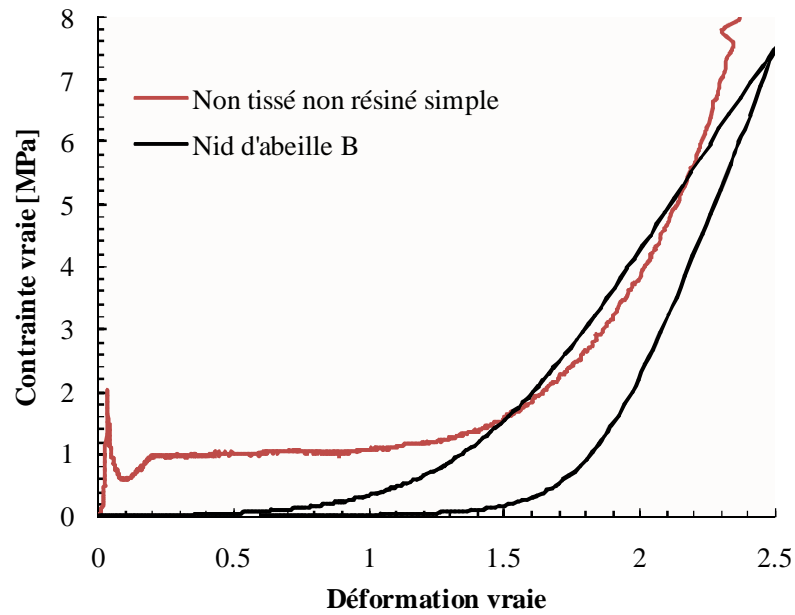


Fig. 5-5 : Courbes de compression du nid d'abeille B et d'un non-tissé non résinée simple [AMIOT, 2011]

Pour chacune des structures, la masse volumique ρ , les modules de compression et de cisaillement, E_{comp} et E_{cis} , ainsi que les contraintes pic et plateau en compression σ_{pic} et σ_{comp} et les contraintes de cisaillement σ_{cis} sont renseignées dans le sens longitudinal (« L » dans le Tab. 5-1) et dans le sens transverse (« W » dans le Tab. 5-1) pour les structures orthotropes (cas des nids d'abeille et des non-tissés).

Structure de cœur	ρ [kg/m ³]	E_{comp} [MPa]	$\sigma_{pic} / \sigma_{comp}$ [MPa]	E_{cis} [MPa] Sens L/W	σ_{cis} [MPa]
Nid d'abeille A	51	1021	4.3/1.7	483/262	2.5/1.5
Nid d'abeille B	57	634	2.6/0.8	280/140	1.45/0.9
Nid d'abeille C	86	1380	5.1/2.5	593/254	3.0/1.9
Tôles pliées	225	NC	NC/0.33	NC	0.2
Non-tissé simple résiné (époxy)	200	4.2	aucune/1.4	NC	NC
Non-tissé non résiné simple	110	0.0225	aucune/0.0022	0.06/0.03	0.1/0.16
Fibres enchevêtrées	180	3.1	NC/0.07	7	0.1
ULSAP	45	NC	NC/0.1	NC	0.1
Mousse polyuréthane C-7075	73	104	NC/1.45	30	1.2
Nid d'abeille Nomex	49	128	1.9/NC	36.5/21.4	1.1/0.6

Tab. 5-1 : Propriétés mécaniques des cœurs testés avec peaux aluminium

2. INFLUENCE DU CŒUR SUR DES SANDWICHS A PEAUX ALUMINIUM

Cette étude consiste à étudier différents cœurs assemblés avec des peaux aluminium. La configuration de base choisie pour les peaux est l'assemblage de plaques de 2 et 1 mm en aluminium AA5086-H116 (référence retenue au chapitre II). L'objectif à long terme de cette étude consiste à identifier une structure de cœur permettant de diminuer l'épaisseur totale d'aluminium des peaux, et ce, sans perforation du sandwich.

2.1 Présentation des échantillons testés

Plusieurs structures non-tissées ont été testées en tant que cœur de sandwich :

- ◆ Structure non-tissée non résinée dite simple : consiste en un assemblage de trois monocouches par piquetage (cf. vue en coupe visible Fig. 5-6a). Il représente une épaisseur de 11.5 mm et une densité de 110 kg/m^3 .
- ◆ Structure non-tissée non résinée dite stratifiée : elle est composée de cinq monocouches dont trois sont hydroliées (« H ») et deux sont piquetées (« P »), comme vu en Fig. 5-6b. Les différentes couches sont assemblées par un film de colle (en rouge Fig. 5-6b), pour une épaisseur totale de 25 mm. Les masses surfaciques des couches hydroliées et piquetées sont respectivement 200 et 400 g/m^2 . Cette structure a une masse volumique globale d'environ 55 kg/m^3 .
- ◆ Structure non-tissée simple résinée. Quatre types de résine ont été testés : époxy, acrylique, polyuréthane et silicone. Ces structures ont une épaisseur d'environ 6.5 mm et une densité proche de 200 kg/m^3 .

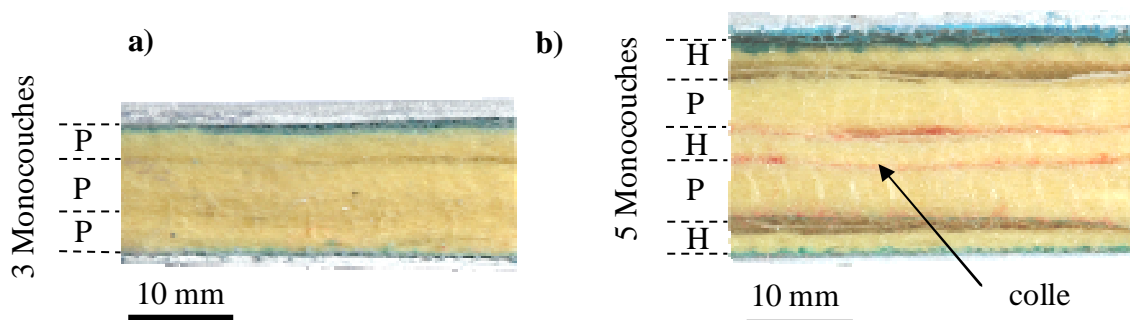



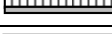


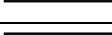







Fig. 5-6 : Profil d'une structure non-tissée non résinée : a) simple ; b) stratifiée

L'ensemble des configurations testées et les propriétés des structures sandwichs sont synthétisées en Tab. 5-2.

ID	Schéma	Peaux : avant / arrière [mm]	Cœur	e_{tot} [mm]	ρ_s [kg/m ²]
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		2/1	/	3.3	8.3
$[A_2AH_{10}A_1]_{300}$		2/1	Nid d'abeille A, 51 kg/m ³	13.6	9.0
$[A_2AH_{20}A_1]_{300}$		2/1	Nid d'abeille B, 56.8 kg/m ³	23.6	9.4
$[A_2T_{10}A_1]_{300}$		2/2	Tôle pliée, 225 kg/m ³	11.6	13.5
$[A_2U_{20}A_1]_{300}$		2/1	ULSAP, 45 kg/m ³	24.6	9.4
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(1)}]_{300}$		2/1	Structure non-tissée simple / résine époxy, 200 kg/m ³	10.1	10.5
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(2)}]_{300}$		2/1	Structure non-tissée simple / résine acrylique, 200 kg/m ³	10.1	10.2
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(3)}]_{300}$		2/1	Structure non-tissée simple / résine polyuréthane, 200 kg/m ³	10.1	10.1
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(4)}]_{300}$		2/1	Structure non-tissée simple / résine silicone, 200 kg/m ³	10.1	10.2
$[A_2NW_{11.5}A_1]_{300}$		2/1	Structure non-tissée simple, 110 kg/m ³	12.6	9.7
$[A_2NW_{20}A_1]_{300}$		2/1	Structure non-tissée stratifiée, 55 kg/m ³	23.6	10.0
$[A_{1/1}EF_{20}A_1]_{300}$		1+1/1	Fibres enchevêtrées, 50-150 kg/m ³	23.6	11.2

Tab. 5-2 : Descriptif des configurations testées à l'impact

2.2 Synthèse des résultats d'impact

Les résultats d'impact obtenus sont synthétisés dans le Tab. 5-3. L'évolution de la vitesse du projectile, ainsi que les profils d'indentation sont donnée en Fig. 5-7 et Fig. 5-8 et seront analysés dans les paragraphes suivants.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	R_{av}/R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		122.6	954	-21.5	925/96.9%	N/O	0.76	37.0	30.6
$[A_2AH_{10}A_1]_{300}$		114.9	839	62.6	590/70.3%	O/O	0.59	/	/
$[A_2AH_{20}A_1]_{300}$		117.9	883	62.2	638/72.2%	O/O	0.59	/	14.2
$[A_2T_{10}A_1]_{200}$		122.7	956	-10.0	950/99.3%	N/N	1.1	40.2	NC
$[A_2U_{20}A_1]_{300}$		118.0	884	-9.8	877/99.3%	O/N	NC	NC	36.3
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(1)}]_{300}$		121.8	942	58.1	728/77.3%	O/O	0.47	/	/
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(2)}]_{300}$		122.1	947	47.7	657/69.4%	O/O	0.75	/	/
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(3)}]_{300}$		125.1	994	63.0	743/74.7%	O/O	0.64	/	/
$[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(4)}]_{300}$		125.1	994	-13.3	982/98.9%	O/N	1.2	54.8	32.5
$[A_2NW_{11.5}A_1]_{300}$		119.7	909	-13.6	898/98.7%	O/N	0.85	53.7	27.2
$[A_2NW_{20}A_1]_{300}$		121.3	934	-13.7	922/98.7%	O/N	1.07	45.9	30.6
$[A_{1/1}EF_{20}A_1]_{300}$		114.2	828	-12.4	818/98.8%	N/N	1.4	41.8	26.5

Tab. 5-3 : Résultats d'impact des structures sandwiches à peau aluminium avec différentes structures de cœur

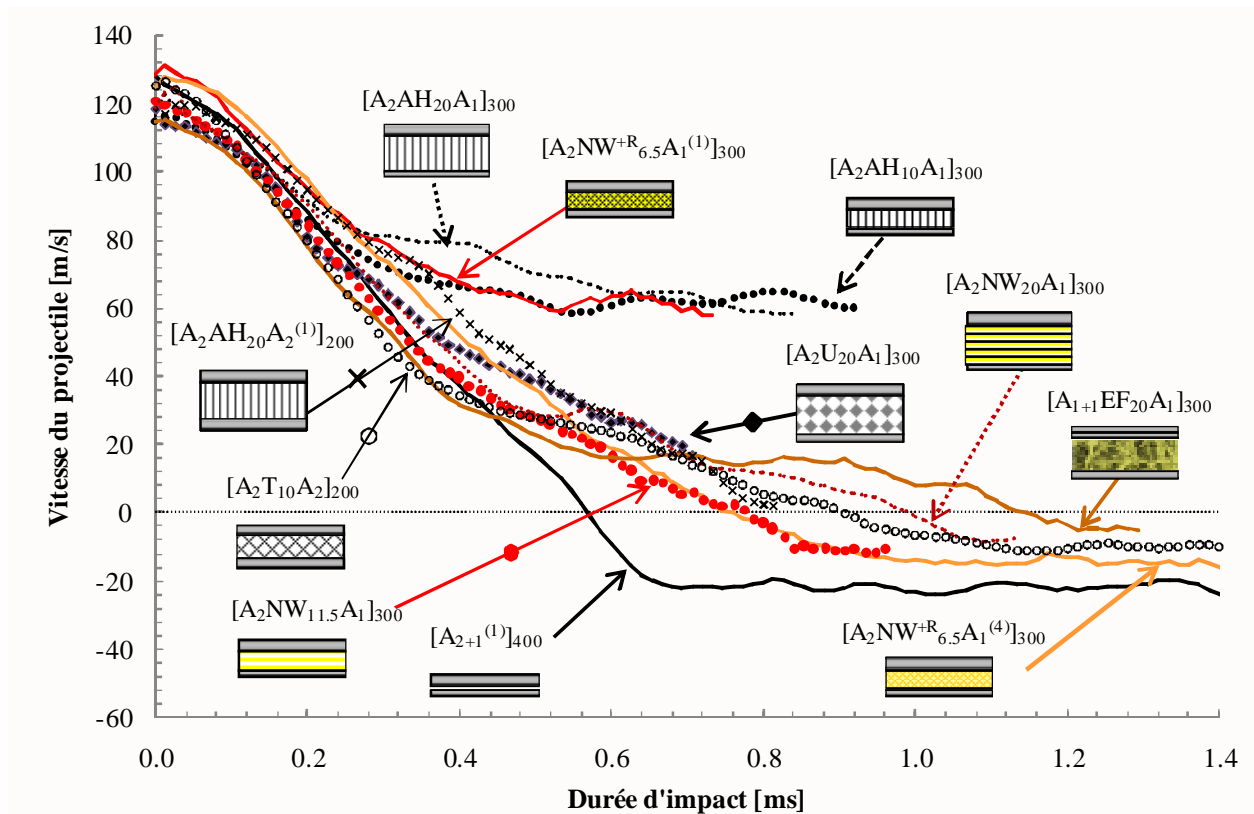


Fig. 5-7 : Evolution des vitesses d'impact pour les sandwiches à peaux aluminium et différentes structures de cœur

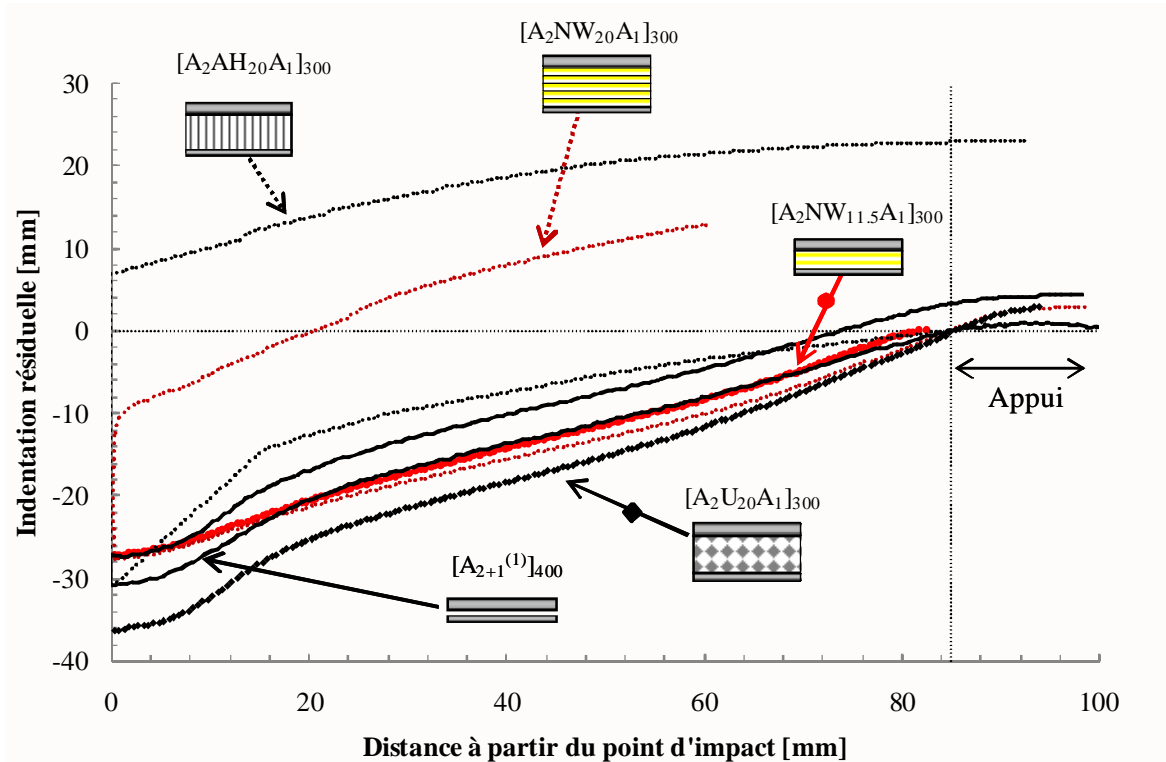


Fig. 5-8 : Profils résiduels de structures sandwiches avec peaux aluminium et différentes structures de cœur

2.2.1 Comportement des cœurs métalliques : ULSAP et tôle pliée

On peut constater qu'aucun des sandwichs avec cœurs métalliques testés n'a été perforé. On atteint cependant un cas limite de rupture dans les deux cas puisque la plaque avant est partiellement rompue, comme on peut le voir en Fig. 5-9c et Fig. 5-10c.

Globalement, les structures de cœur testées n'ont pas empêché les peaux de se déformer dans le plan du sandwich (déformations plastiques visibles jusqu'à la condition d'appui sur les peaux avant et arrière, d'après les Fig. 5-9a et Fig. 5-10a et b). Ainsi, l'effet structure évoqué dans les chapitres II et III a pu s'établir avec ces structures de cœur (mise en mouvement général de la structure avec déformations globales en flexion/cisaillement), comme en témoigne la variation de décélération du projectile sur les courbes de vitesse (Fig. 5-7).

Par rapport à la structure de type tôle pliée, on peut observer des effets de bord similaires aux structures sandwichs tout aluminium de 200 mm de côté décrites au chapitre III (Fig. 5-9). Des zones de décollement du joint de colle sont également visibles sur les zones déformées de la tranche. Par rapport à une configuration de même dimension avec du nid d'abeille aluminium, $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$, on peut constater que le projectile est freiné plus rapidement avec le cœur en tôle pliée, pour des vitesses initiales comparables. Cela peut être en partie attribué à l'inertie supérieure de la structure en tôle pliée : densité surfacique de 13.5 kg/m^2 contre 12 pour le sandwich en nid d'abeille aluminium. De la même manière que pour le nid d'abeille (voir la courbe du cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ en Fig. 5-7), on peut observer un effet de structure qui se traduit par une variation de décélération du projectile après environ 0.35 ms.

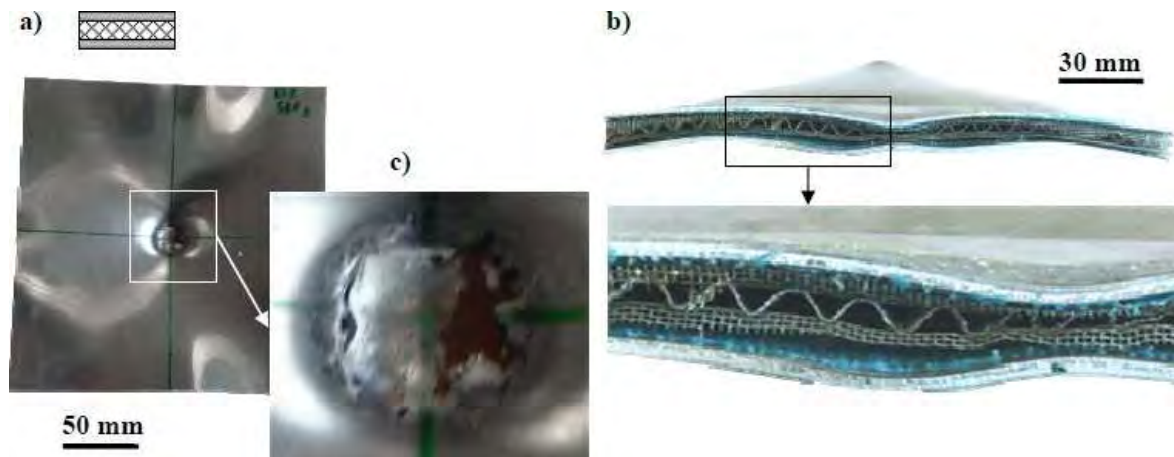


Fig. 5-9 : Endommagement du sandwich avec cœur de type tôle pliée, $[A_2T_{10}A_1]_{200}$: a) Face avant; b) Profil et zoom ; c) zoom de l'endommagement face avant

Ainsi, cette structure de cœur semble viable à l'impact car elle ne localise pas les déformations des peaux (voir les déformations plastiques réparties sur la surface de la peau avant en Fig. 5-9a) et ne semble pas découpler significativement leur action. En effet, on peut observer un début de rupture sur la peau avant alors que la peau arrière est déjà significativement indentée, ce qui indique que le contact est antérieur à la rupture (Fig. 5-9c). L'inconvénient majeur de cette structure reste néanmoins son poids, qui pourrait être significativement diminué par un quadrillage initial plus grossier ou avec un matériau constitutif de la tôle plus léger (aluminium par exemple).

La structure sandwich intégrant un cœur de type ULSAP est présentée en Fig. 5-10. La peau avant est cassée sous le projectile et quatre pétales sont formés (Fig. 5-10b et c). On peut voir au centre de l'impact que la structure de cœur a été décollée et évacuée vers l'extérieur du point d'impact, tout comme pour le nid d'abeille aluminium (cf. chapitre III, Fig. 3-4). Une fissure commence à s'ouvrir au niveau de la plaque arrière. Le cœur est endommagé en compression et cisaillement hors plan (Fig. 5-10a). Cette configuration est donc un cas critique en terme de perforation. Néanmoins, la résistance à l'impact du sandwich avec cœur de type ULSAP est meilleure qu'avec le nid d'abeille. En effet, la configuration $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$, assemblant les mêmes peaux avec le nid d'abeille B de 20 mm d'épaisseur et une masse volumique de 57 kg/m^3 a été perforée à vitesse initiale identique (cf. résultats donnés dans le Tab. 5-3).

D'autre part, on peut constater que la mesure du déplacement maximal du projectile, ainsi que la durée d'impact ne sont pas disponibles pour cet essai. De la même manière, l'évolution de la vitesse d'impact est interrompue avant la fin de l'essai (la vitesse finale positive ne représente pas un cas de perforation, mais un arrêt des mesures). Cela est provoqué par la perte de visibilité du projectile et de la tige utilisée pour la mesure lors de l'impact. Ce phénomène se produit lorsque les échantillons sont de forte épaisseur ou sont significativement indentés pendant l'impact. Le projectile peut alors être masqué partiellement ou totalement.

On peut par ailleurs constater que cette configuration présente l'indentation hors plan la plus importante du groupe testé, avec 36.3 mm de déformée hors plan. Cette indentation est supérieure à la configuration de peaux seules, ce que l'on peut expliquer par l'efficacité de freinage moindre de cette structure (cf. Fig. 5-7), due à la présence du cœur (effet de découplage partiel des peaux, comme vu au chapitre III, en Fig. 3-7).

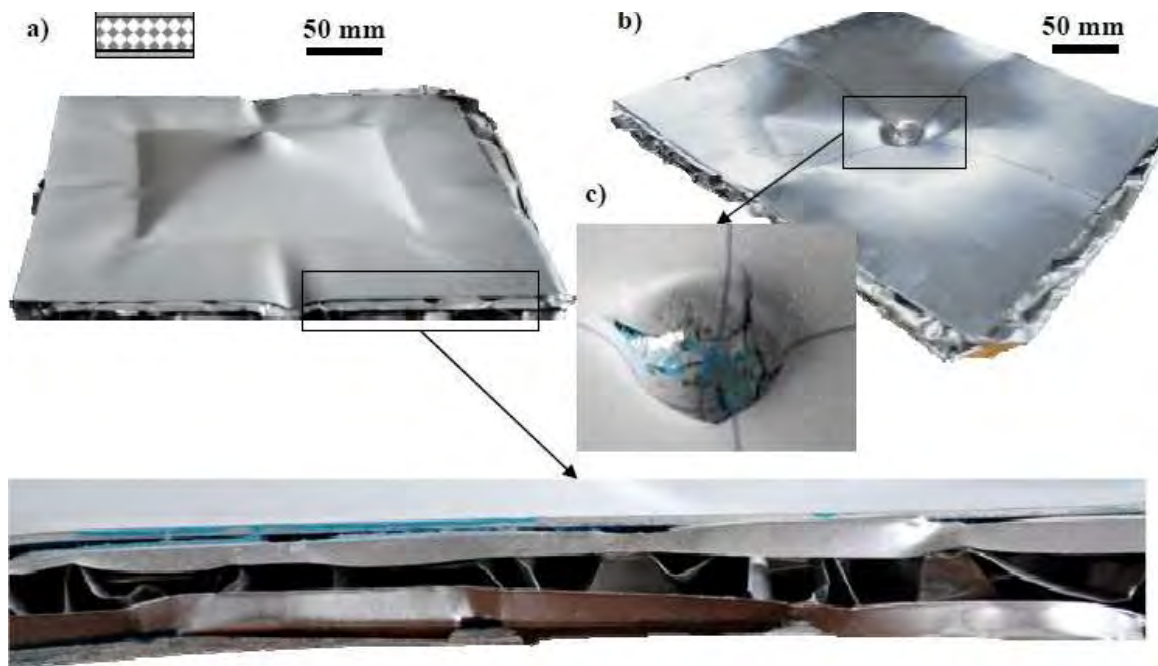


Fig. 5-10 : Endommagement du sandwich avec cœur de type ULSAP, $[A_2U_{20}A_1]_{300}$: a) Face arrière ; b) Face avant ; c) zoom de l'endommagement face avant

2.2.2 Comportement des cœurs en fibres aramides enchevêtrées

La structure sandwich $[A_{1/1}EF_{20}A_1]_{300}$ avec cœur en fibres enchevêtrées de 150 kg/m^3 a été testée à l'impact. Elle n'a pas été perforée et aucune déformation aux bords n'a été constatée sur l'échantillon après impact. Cette configuration présente la plus faible indentation hors plan, ce qui peut s'expliquer, d'une part par sa vitesse initiale plus faible que la moyenne et d'autre part par la densité surfacique importante de l'échantillon.

Pour la suite de l'étude, il serait intéressant de tester des cœurs de masse volumique comprise entre 50 et 150 kg/m^3 avec la configuration de référence aluminium (2 et 1 mm respectivement en peau avant et en peau arrière). On peut également envisager de diminuer l'épaisseur de cœur à 10 mm afin de réduire le découplage des peaux provoqué par la présence d'un cœur, comme vu au chapitre III.

2.2.3 Comportement des cœurs non-tissés

Parmi les quatre configurations avec un cœur en non-tissé résiné, trois sont totalement perforées. Il s'agit de celles faisant intervenir les résines époxy, acrylique et polyuréthane. La configuration avec non tissé résiné avec une résine de type silicone est critique en terme de rupture. En effet, la peau avant est partiellement perforée et une rupture a commencé à se propager sur la peau arrière (Fig. 5-11c). On peut constater que, sur cet échantillon, deux structures monocouches sont partiellement décollées au niveau des bords de l'éprouvette (Fig. 5-11a et b). Ce type de rupture semble propre à cette configuration puisqu'il n'est observé sur aucun des autres cas.

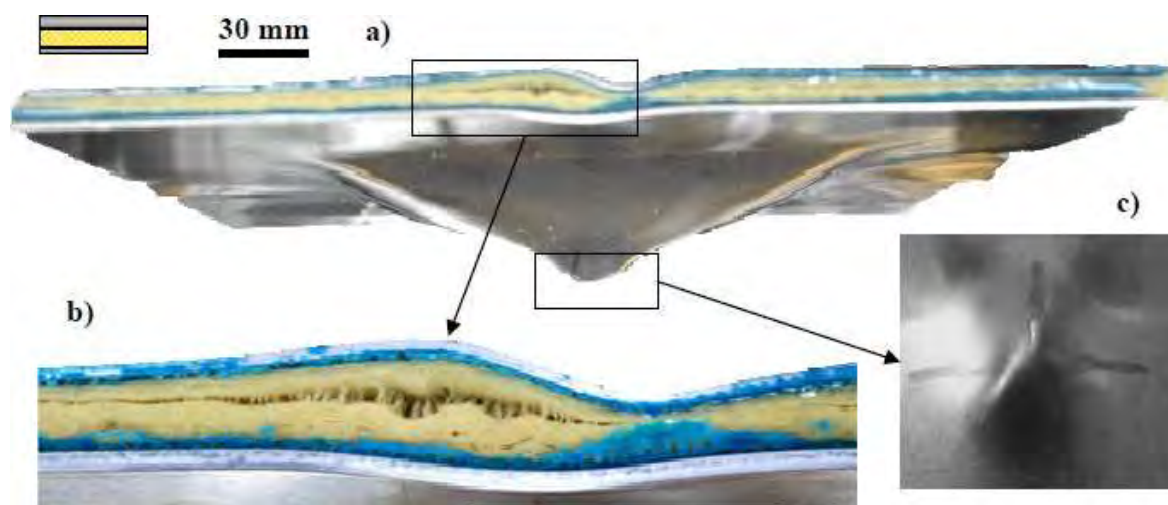


Fig. 5-11 : Endommagement du sandwich avec cœur non-tissé résiné (Silicone), $[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(4)}]_{300}$: a) Face avant; b) Profil et zoom ; c) zoom de l'endommagement face avant

Afin de compléter ces observations, on peut comparer les profils de déformation du cœur non tissé résiné avec silicone et résine époxy. Pour le cas $[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(1)}]_{300}$ (non-tissé avec résine époxy), on peut constater que l'indentation hors plan de la peau avant et arrière est relativement petite (Fig. 5-12a et b), ce qui indique vraisemblablement une rupture rapide des peaux. Cela peut être confirmé par une inflexion dans la décélération de la vitesse du projectile, visible après 0.25 ms pour ce cas, et qui pourrait correspondre à la rupture de la peau avant.

On peut observer une zone de décollement entre le cœur et les peaux à la base du cône indenté (voir Fig. 5-12c). Contrairement aux configurations avec cœur en nid d'abeille aluminium (voir Fig. 3-4, section 1.2.2 du chapitre III), la zone de décollement est très petite avec le non-tissé (meilleur collage avec le non-tissé qu'avec le nid d'abeille car ce dernier offre une petite surface de collage). Sous le projectile, on observe une décohérence globale du cœur avec des ruptures de fibres dans le plan de la structure (Fig. 5-12c).

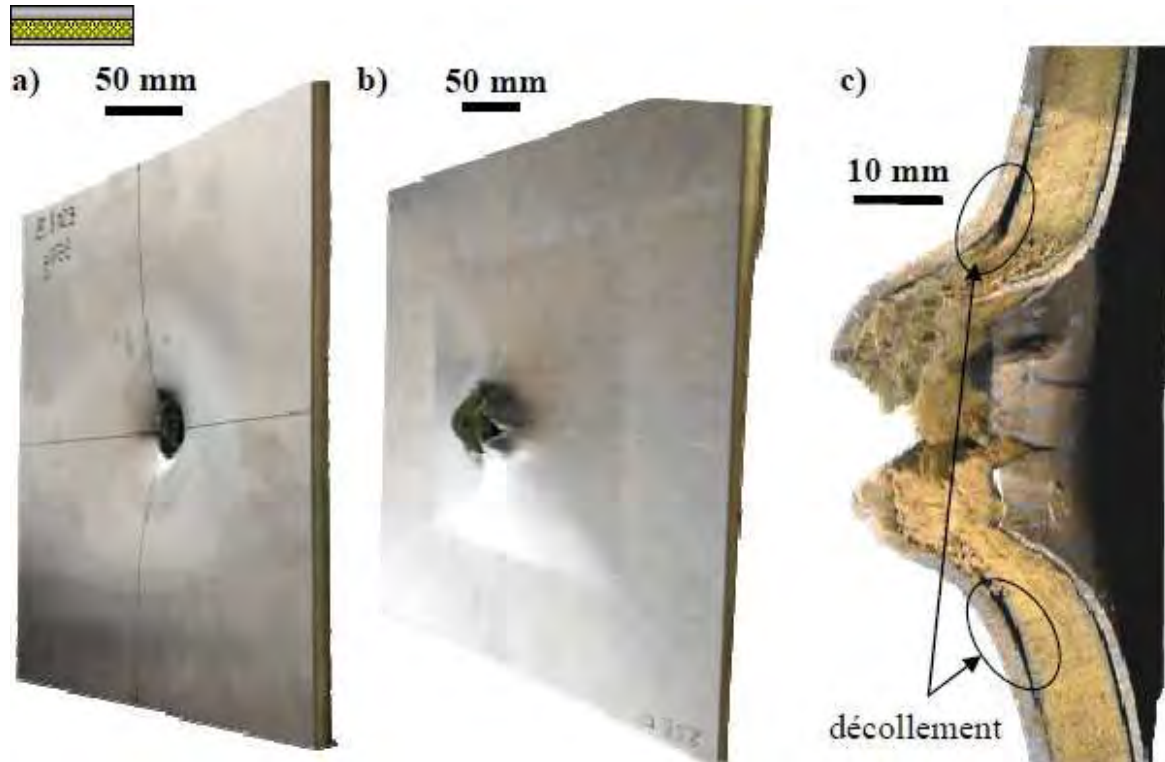


Fig. 5-12 : Endommagement du sandwich avec cœur non-tissé simple résiné, $[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(1)}]_{300}$: a) Face avant; b) Face arrière ; c) vue en coupe zoomée sous le projectile

Aucune des deux structures non-tissées non résinée (simple et stratifiée) n'a été perforée. Cependant, dans les deux cas, la peau avant est partiellement rompue. Les vues des échantillons après impact sont données en Fig. 5-13 et Fig. 5-14.

On peut constater que les sandwichs avec cœur en non-tissé simple ou stratifié ont un comportement très proche à l'impact, malgré leur épaisseur différente. En effet, on peut observer de la Fig. 5-7 et de la Fig. 5-8 que l'évolution des vitesses d'impact, ainsi que les profils résiduels sont similaires. La seule différence notable entre ces deux structures vient de la zone de décollement entre les peaux et le cœur, significative dans le cas $[A_2NW_{20}A_1]_{300}$, et très réduite pour la structure $[A_2NW_{11.5}A_1]_{300}$.

Le décollement important observé pour le cas $[A_2NW_{20}A_1]_{300}$ peut être attribué à la rigidité supérieure du cœur due à sa forte épaisseur. Pour le cas $[A_2NW_{11.5}A_1]_{300}$, on peut souligner que contrairement au sandwich tout aluminium $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ de configuration proche, la structure non-tissée est toujours présente sous le projectile (le nid d'abeille est décollé et évacué de la zone d'impact comme vu en Fig. 5-4, section 1.2.2 du chapitre III).

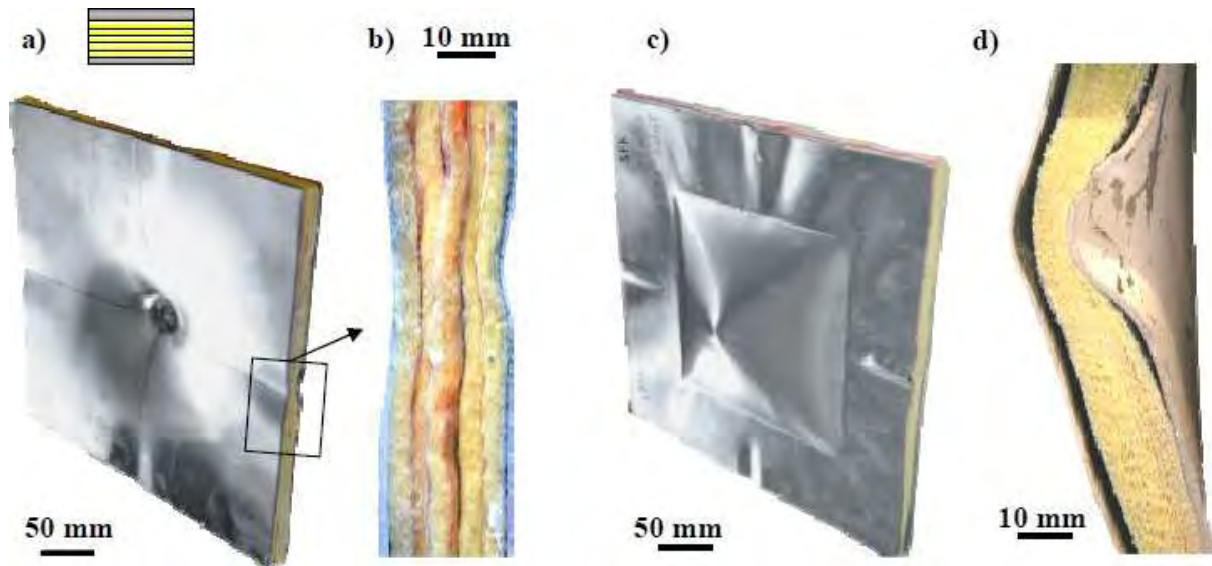


Fig. 5-13 : Vues du sandwich $[A_2NW_{20}A_1]_{300}$: a) face avant; b) bord de l'échantillon; c) face arrière; d) Vue en coupe au niveau du point d'impact

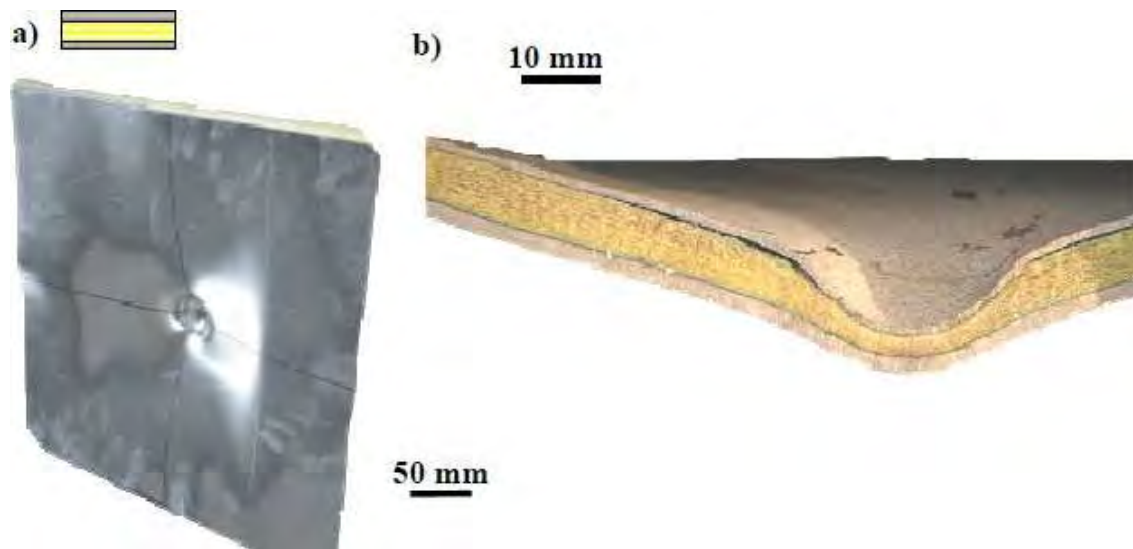


Fig. 5-14 : Vues du sandwich $[A_2NW_{11.5}A_1]$: a) Face avant ; b) Vue en coupe au niveau du point d'impact

2.3 Analyse des résultats

L'analyse des résultats obtenus pour les structures non-tissées résinées reste délicate, étant donné que les propriétés des cœurs non-tissés associés avec différentes résines ne sont pas disponibles. Cependant, les résultats montrent que les structures non-tissées non résinées ne sont pas perforées, et ce pour une masse moindre, alors que la majorité des cœurs résinés le sont. La structure avec cœur en résine silicone constitue un cas limite à perforation. On peut d'ailleurs constater que l'évolution des vitesses pour cette configuration est très proche de celle du non-tissé simple non résiné.

Ainsi, il est probable que les propriétés mécaniques des structures de cœur influencent les performances à l'impact. On peut voir à partir des données du Tab. 5-1 et des résultats d'impact du Tab. 5-3 que les structures perforées (cœur en nid d'abeille A, B et non-tissé résiné époxy) ont toutes des contraintes plateau quasi-statiques supérieures à 0.8 MPa. Elles présentent également des contraintes de cisaillement supérieures à 0.9 MPa. On peut également constater que les évolutions de la vitesse pour ces types de cœur sont proches, de même que leurs vitesses résiduelles (cf. valeurs du Tab. 5-3 et les courbes de $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ et $[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(1)}]_{300}$ disponibles en Fig. 5-7).

De plus, on a vu au chapitre III et dans la littérature que sous sollicitations dynamiques, la contrainte plateau avait tendance à augmenter de manière significative (section 3.2.1 du chapitre I et Fig. 3-16 au chapitre III). Au contraire, les structures plus flexibles dont la contrainte plateau quasi-statique reste inférieure à 0.1 MPa (ULSAP, non-tissé non résiné simple et stratifié, fibres enchevêtrées) ne sont pas perforées.

Cette observation fait écho aux résultats numériques obtenus sur le nid d'abeille au chapitre III. En effet, on rappelle que le modèle simplifié de nid d'abeille (ne tenant pas compte de l'effet vitesse sur le nid d'abeille, et considérant ainsi une valeur plateau quasi-statique de 0.8 MPa) a prédit la bonne tenue du sandwich alors que le modèle prenant en compte les effets dynamiques prédit la perforation partielle ou complète de la structure (valeur plateau dynamique pouvant atteindre 2.5 MPa).

Pour expliquer ces résultats, on peut souligner le fait que des cœurs résistants en compression et cisaillement auront tendance à localiser les efforts d'impact. D'une part, cela empêche la propagation des déformations plastiques des peaux sur une grande surface (et donc une quantité d'énergie dissipée plus importante), et d'autre part, cela accélère la rupture de la peau avant, sollicitée en cisaillement hors plan.

Ce principe est illustré en Fig. 5-15. On rappelle que l'effet structure a été identifié aux chapitres II et III (voir notamment la description donnée en Fig. 2-28, chapitre II) comme une mise en mouvement globale caractérisée par la flexion de la structure sur une large zone. Cet effet est initié après l'étape d'indentation locale.

Etape 1 : indentation locale

Etape 2 : effet de structure

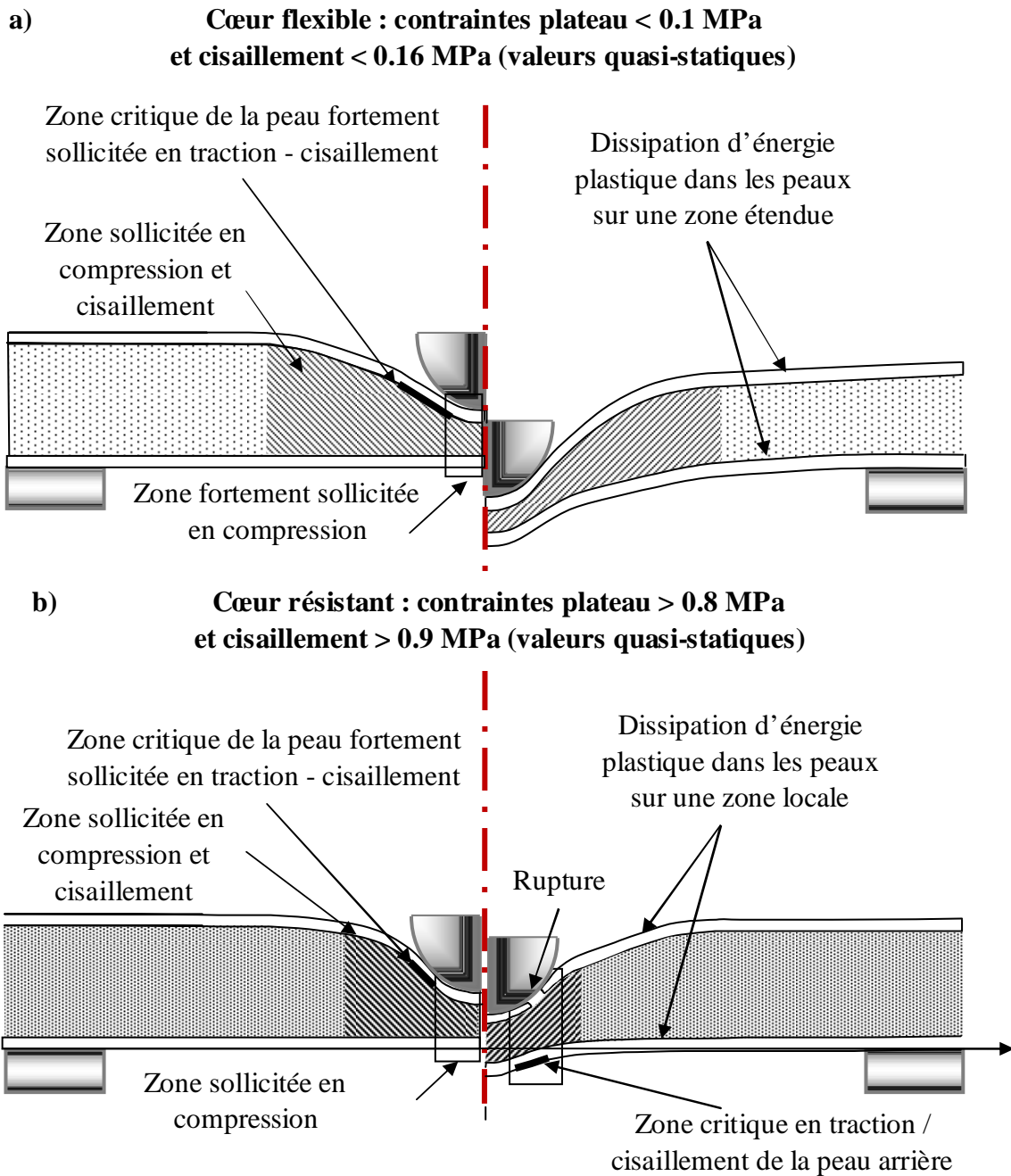


Fig. 5-15 : Scénarii d'impact sur structures sandwiches avec un cœur à faible et haute résistance mécanique

On rappelle que les valeurs limites en compression et cisaillement évoquées en Fig. 5-15 sont à nuancer à cause d'éventuels effets dynamiques. En effet, les fibres aramides et les matériaux métalliques (aluminium et acier) sont sensibles à la vitesse de sollicitation et la littérature reporte une hausse des contraintes avec la vitesse pour ces matériaux. Cependant, étant donné qu'une quantité moindre de matière est orientée dans la direction hors plan pour la majorité des cœurs étudiés (structures non-tissées non résinées, fibres enchevêtrées, tôle pliée et ULSAP), cet effet est probablement moins significatif que dans le nid d'abeille.

2.4 Conclusions

Plusieurs architectures de cœur ont été testées à l'impact avec une configuration donnée de peaux aluminium. Parmi ces architectures, des solutions métalliques (tôle pliée et ULSAP) et composites (structures non-tissées avec et sans résine, fibres enchevêtrées) ont été évaluées.

Les résultats montrent que les cœurs architecturés de type ULSAP, tôle pliée, fibres enchevêtrées et structures non-tissées non résinées présentent de bonnes performances. Si l'on tient compte du critère de masse, les structures intégrant un cœur de type ULSAP et non-tissé (sans résine) sont à retenir. La majorité des structures non-tissées résinées a été perforée, à l'exception du non-tissé avec résine de type silicone, qui est un cas limite à rupture.

L'analyse des résultats d'impact incite à mettre en parallèle la résistance à l'impact du sandwich et les propriétés mécaniques du cœur. Une limite supérieure de la contrainte plateau en compression et de cisaillement peut ainsi être établie à 0.8 et 0.9 MPa afin d'éviter la perforation de la structure (dans le cas de peaux en aluminium). Elle peut s'expliquer par le fait qu'un cœur résistant en compression et cisaillement tend à limiter l'étendue de la zone déformée (réduisant ainsi la quantité d'énergie absorbée par la structure), ce qui a pour conséquence d'accélérer la rupture des peaux. Cependant, cette limite reste à nuancer au vu des éventuels effets dynamiques qui peuvent influencer le comportement des cœurs testés.

3. INFLUENCE DU CŒUR SUR DES SANDWICHS A PEAU AVANT COMPOSITE

On a vu au chapitre IV que des sandwichs avec peau avant en tissus secs cousus constituent une solution prometteuse en termes de masse sans perforation. Ces structures se déforment en formant un filet autour du projectile, ce qui ralentit progressivement sa course. Une première étude a de plus montré que l'association de ce type de peau avant avec un cœur épais (typiquement 30 mm d'épaisseur) donne de bonnes performances à l'impact.


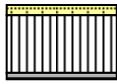
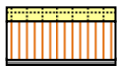
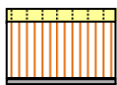


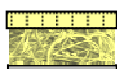
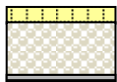

3.1 Présentation des échantillons testés

Les configurations testées dans cette partie ont été définies sur l'exemple de l'échantillon $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$. En effet, il s'agit de la configuration non perforée la plus légère établie au chapitre IV. Plusieurs structures de cœurs potentielles pouvant remplacer le nid d'abeille aluminium ont été identifiées avec l'objectif de réduire la masse totale du sandwich : nid d'abeille Nomex, mousse polyuréthane, fibres enchevêtrées et polystyrène

Le nid d'abeille Nomex et la mousse polyuréthane sont typiquement utilisés en tant que cœurs de sandwichs et sont plus légers que le nid d'abeille aluminium. Pour ces structures, des cœurs de 20 et 30 mm d'épaisseur ont été testés, en se basant sur une épaisseur inférieure ou égale à celle choisie pour la structure de base $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$.

De plus, on a vu en section précédente qu'un cœur en fibres enchevêtrées était une solution prometteuse et que de plus, sa méthode de fabrication permettait de choisir librement ses propriétés : masse volumique, épaisseur, masse de fibres et de résine, nature de la fibre, etc. Ainsi, afin de gagner en masse par rapport au nid d'abeille, et de pouvoir comparer cette structure au nid d'abeille Nomex, une structure en fibres enchevêtrées de 50 kg/m^3 a été testée. Pour finir, un cœur de type polystyrène a été choisi et testé. Le but de ce test est de se rapprocher d'une configuration intégrant un cœur le plus léger possible et assurant un couplage minimal des peaux (on tend ici vers un simple espacement entre les peaux).

Les structures ont été définies et élaborées sur la base d'un critère en masse : masse inférieure de 10% à la configuration de plaques aluminium seules de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$. Ainsi, le choix de cœurs légers a permis d'augmenter le nombre de plis de tissu cousus en peau avant. On a vu au chapitre IV que le tissage de type taffetas présente des performances proches du sergé, et ce, pour une masse surfacique inférieure (170 kg/m^2 contre 220 kg/m^2 pour le sergé). Ce résultat a été attribué à l'augmentation des croisements de mèches de chaîne et de trame dans le tissu taffetas et à la diminution du compte de ce tissu par rapport au sergé (6.5 mèches par centimètre dans le sergé contre 6.7 pour le taffetas). Ainsi, le tissu taffetas a été exclusivement choisi pour constituer la peau avant. Le nombre de plis de tissu varie de 12 (nombre de plis critique identifié au chapitre IV) à 20 plis, selon la masse volumique du cœur associé. Le tableau suivant récapitule les caractéristiques des sandwichs testés dans cette étude :

ID	Schéma	Peaux (plis) avant / arrière	Cœur	ρ_s [kg/m ²]
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		5086 : 2 / 1 mm	/	8.3
$[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		Taffetas (12) / 5086 : 1 mm	Nid d'abeille aluminium, 3/8-5052-0.004, 91 kg/m^3 (Hexcel)	8.02
$[P_{18}NH_{20}A_1]_{300}$		Taffetas (18) / 5086 : 1 mm	Nid d'abeille Nomex, HRH-78-1/8-3.0, 49 kg/m^3 (Hexcel)	7.46
$[P_{16}NH_{30}A_1]_{300}$		Taffetas (16) / 5086 : 1 mm		7.81
$[P_{16}F_{20}A_1]_{300}$		Taffetas (16) / 5086 : 1 mm	Mousse polyuréthane Airex type C70.75, 73 kg/m^3	7.6
$[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$		Taffetas (12) / 5086 : 1 mm		7.5
$[P_{16}EF_{20}A_1]_{300}$		Taffetas (16) / 5086 : 1 mm	Fibres aramides enchevêtrées, 50 kg/m^3	7.13
$[P_{20}PS_{30}A_1]_{300}$		Taffetas (20) / 5086 : 1 mm	Polystyrène expansé, 15 kg/m^3	6.9
$[I_2NW_{11.5}A_1]_{300}$		Interlock I2 : 5 mm	Non-tissé non résiné simple, 110 kg/m^3	6.83

Tab. 5-4 : Descriptif des sandwichs avec peaux en tissus secs cousus et différentes structures de cœur

On peut citer deux particularités dans la méthode d'assemblage des structures présentées dans le Tab. 5-4. D'une part, la nature des cœurs choisis ne permet pas l'utilisation du film de colle de type Redux pour l'assemblage, à cause de la température de polymérisation trop haute de cette colle (120 °C, contre 95 °C pour la température de transition vitreuse du polystyrène par exemple). En effet, cette température est supérieure à la température de fusion du polystyrène. Ainsi, une autre colle époxy, dont la polymérisation a été effectuée à température ambiante pendant 24 h, a été utilisée pour l'assemblage.

Cette résine a préalablement été mélangée avec des microbilles de verre afin d'augmenter la viscosité de la colle et d'éviter ainsi l'imprégnation des plis inférieurs du tissu composant la peau avant (cf. Fig. 4-13). Ainsi, l'ajout de microbilles a permis de résiner uniquement le dernier pli de tissu et de l'assembler au cœur. Cette méthode d'assemblage s'est traduite par un gain en masse et en efficacité car les tissus secs ont une meilleure résistance à l'impact que les tissus résinés (voir la Fig. 4-7 au chapitre IV).

La seconde particularité réside dans le fait que certains cœurs ont été stratifiés à cause du choix réduit d'épaisseurs disponibles pour les différents cœurs testés. Deux structures sont concernées par ce problème : les cœurs en nid d'abeille Nomex et en polystyrène de 30 mm d'épaisseur. Ainsi, le cœur en nid d'abeille Nomex est composé de deux cœurs de 15 mm d'épaisseur et celui en polystyrène de trois couches de 10 mm d'épaisseur. Les différentes couches sont assemblées avec la même résine que celle utilisée entre la peau et le cœur.

3.2 Synthèse des résultats d'impact

Les résultats des essais d'impact sont synthétisés dans le Tab. 5-5. On peut constater que les mesures de déplacement maximal et de durée d'impact ne sont pas disponibles pour les deux dernières structures, $[P_{16}EF_{20}A_1]_{300}$ et $[P_{20}PS_{30}A_1]_{300}$. En effet, la mesure de la bille a été interrompue car les échantillons ont subi de grandes déformations hors plan et ont de fait masqué le projectile et la tige utilisée pour la mesure sur la fin de l'impact. On peut également voir sur la Fig. 5-16 que certaines courbes de vitesses sont interrompues et montrent une vitesse finale positive alors que les structures associées ne sont pas perforées.

ID	Schéma	V_{ini} [m/s]	E_{ini} [J]	V_{res} [m/s]	$E_{abs}/\%E_{ini}$ [J]	R_{av}/R_{arr}	t_{impact} [ms]	d_{max} [mm]	I_{max} [mm]
$[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$		122.6	954	-21.5	925/96.9%	N/O	0.76	37.0	30.6
$[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$		123.0	961	-5.8	959/99.8%	N/O	0.87	54.3	29.4
$[P_{18}NH_{20}A_1]_{300}$		116.7	865	-12.9	855/98.8%	N/N	1.17	56.2	29.3
$[P_{16}NH_{30}A_1]_{300}$		120.5	922	6.2	919/99.7%	N/N	1.03	61.8	19.2
$[P_{16}F_{20}A_1]_{300}$		118.4	890	-16.0	857/96.3%	N/N	1.08	42.2	23.0
$[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$		124.0	977	23.5	906/92.8%	O/O	NC	/	/
$[P_{16}EF_{20}A_1]_{300}$		126.4	1015	-5.0	1014/99.8%	N/N	NC	NC	54.7
$[P_{20}PS_{30}A_1]_{300}$		124.6	987	-12.0	977/99.1%	N/N	NC	NC	53.5
$[I_2NW_{11.5}A_1]_{300}$		126.6	1018	-8.0	1014/99.6%	N/N	NC	63.1	NC

Tab. 5-5 : Résultats d'impact des sandwichs avec peau avant en tissus secs et différentes structures de cœur

La Fig. 5-16 donne les courbes d'évolution de la vitesse du projectile au cours de l'impact pour les sandwichs à peau avant en tissus secs. La configuration de peaux aluminium seules choisie comme référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$ y est indiquée à titre de comparaison. L'analyse de ces courbes sera effectuée au cas par cas dans les paragraphes suivants.

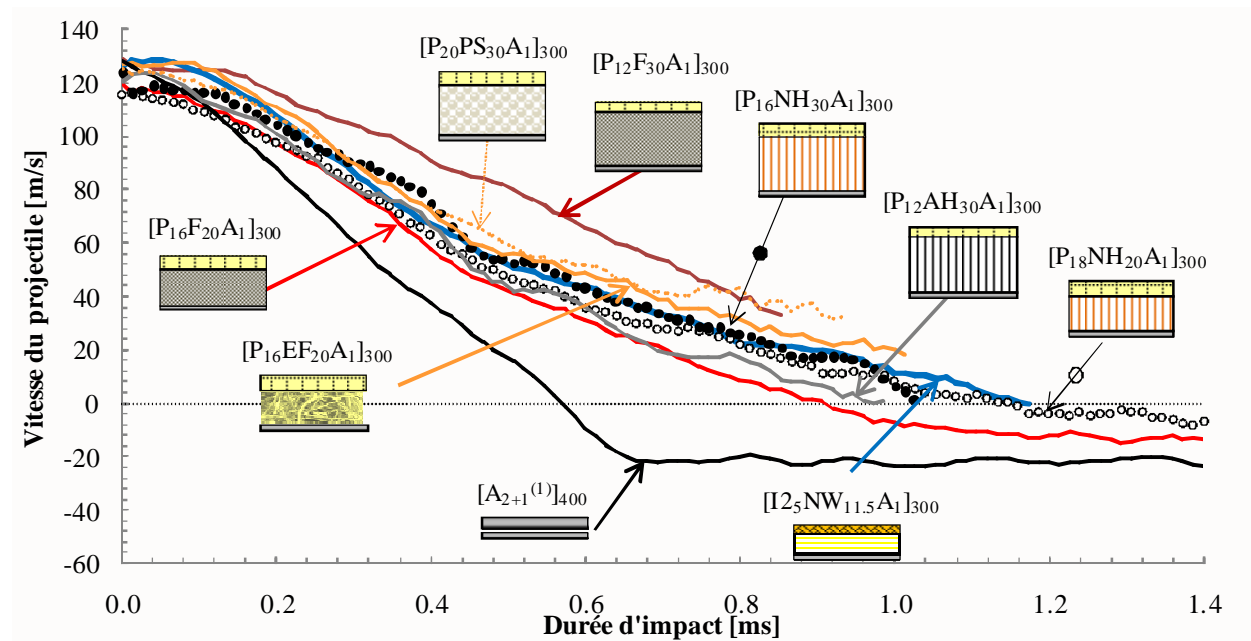


Fig. 5-16 : Evolution des vitesses d'impact pour des sandwichs à peau avant en tissus secs cousus et différents cœurs

3.2.1 Structures sandwiches avec cœurs en mousse polyuréthane

Parmi les structures testées, la configuration $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ est la seule perforée. Plusieurs vues de cette structure après impact sont illustrées en Fig. 5-17. Les endommagements des peaux et du cœur sont les mêmes que ceux évoqués au chapitre IV, section 1.3.2 : glissement des mèches principales de l'extrémité de la structure vers le point d'impact, rupture des points de couture au voisinage de l'impact, rupture locale du cœur en compression / cisaillement transverse et rupture de la peau arrière en traction / cisaillement avec formation de pétales. De plus, le cœur et la peau arrière ne sont pas déformés aux bords de l'échantillon.

Au niveau de la peau avant, on peut constater que la présence des coutures influence significativement le glissement des mèches. En effet, une accumulation des mèches transverses avant chaque point de couture est visible en Fig. 5-17b, c et d. Ce mécanisme est particulièrement visible sur l'échantillon $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ mais il est également présent sur les autres structures testées, dans une moindre mesure. Il est cependant à peine discernable sur le tissu sergé de la configuration $[T_{12}F_{30}A_1]_{300}$, et non observé sur les éprouvettes de plus petite dimension étudiées au chapitre IV.

Cela est probablement dû au motif plus large de la couture sur ces configurations (quadrillage de 20 mm de côté au lieu de 10 mm ici). Cette observation montre l'importance de la couture et de son raffinage sur le glissement des mèches et vraisemblablement sur le contact et le frottement entre mèches de chaîne et de trame.

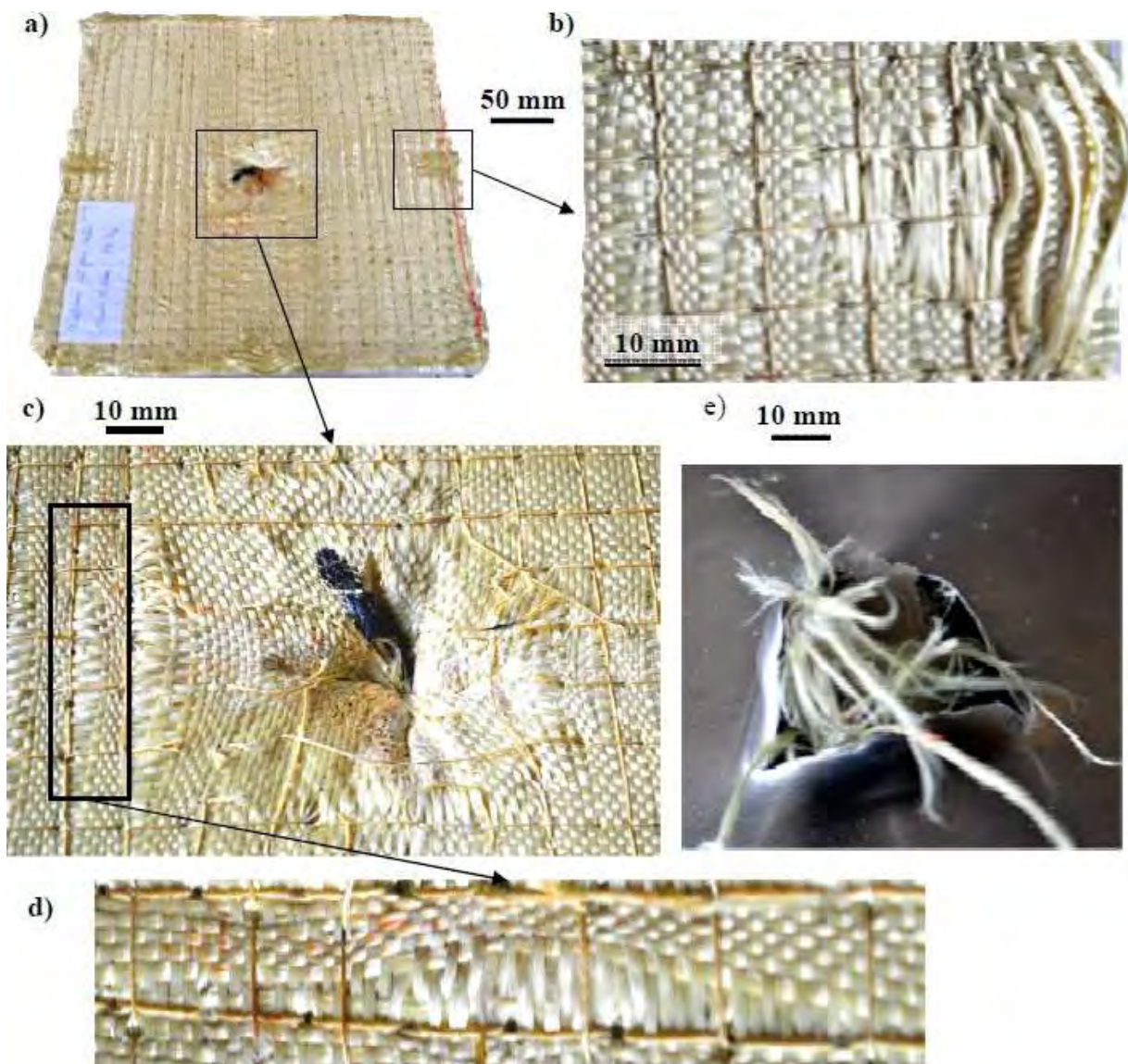


Fig. 5-17 : Echantillon $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ après impact ; a) Vue de face ; b) Zoom sur les bords face avant ; c) Zoom sur le centre face avant ; d) Zoom sur le glissement des mèches ; e) Zoom face arrière

Il est intéressant de comparer les résultats de la structure $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ avec celle de la configuration $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$. Ces deux cas se différencient par la nature du cœur utilisé, respectivement de la mousse polyuréthane et du nid d'abeille aluminium. On a évoqué au chapitre IV (Fig. 4-20) le fait que la peau avant de l'échantillon $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$ s'est significativement déformée hors plan en formant des plis marqués (et entraînant la rupture partielle du film de colle entre le cœur et la peau avant). Au contraire, pour le cas $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$, la peau avant est très peu déformée hors du plan du sandwich (cf. Fig. 5-17a). L'évolution des vitesses fournie en Fig. 5-16 montre que la décélération du projectile est beaucoup plus lente pour le cas $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ par rapport à la configuration $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$, et ce, dès le début de l'impact.

L'observation de l'intérieur de l'échantillon (vue au travers de l'ouverture de la peau arrière en Fig. 5-17e) montre que la peau arrière est décollée du cœur dans une zone proche de l'impact. De plus, la mousse est restée en place sous la peau avant (l'ouverture formée dans la mousse par l'avancée du projectile s'est refermée après son passage), et on peut noter la présence de débris de mousse accumulés dans la zone de décollement. D'autre part, la mousse n'est pas déformée dans la zone située au voisinage de l'impact.

Ces observations appuient l'hypothèse d'une rupture de la mousse en cisaillement transverse très tôt dans le déroulement de l'impact. Cette hypothèse peut expliquer les faibles déformations en compression du cœur, ainsi que la décélération anormalement faible du projectile pour cette configuration par rapport aux autres cas (Fig. 5-16). En effet, une perforation anticipée du cœur implique que le projectile est uniquement freiné sous l'action des mèches transverses qui glissent et forment un filet et par la déformation et la rupture de la peau arrière. Après l'ouverture de la peau arrière, l'avancée du projectile entraîne la rupture des mèches de tissu en traction, comme vu en Fig. 5-17e.

Cette hypothèse de rupture prématurée peut également être corrélée à un éventuel effet de vitesse sur les propriétés de la mousse en compression et cisaillement, tout comme pour le nid d'abeille. Il serait néanmoins intéressant de confronter les hypothèses évoquées avec un modèle numérique afin de les valider, ce qui n'a pas pu être effectué par manque de temps.

On peut comparer les résultats de la configuration $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ avec ceux de $[P_{16}F_{20}A_1]_{300}$. Cette structure se distingue de la précédente par l'ajout de quatre plis supplémentaires de tissu et un cœur de 20 mm d'épais. La configuration $[P_{16}F_{20}A_1]_{300}$ après impact est illustrée en Fig. 5-18. Contrairement à la précédente, cette structure n'a pas été perforée. Il est cependant difficile d'analyser ce résultat par rapport à la configuration $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$, étant donné que deux paramètres ont été modifiés simultanément. On peut constater que la peau avant est endommagée par glissement des mèches principales, rupture localisée des coutures et formation de plis au niveau de la peau (Fig. 5-18a). Quant au cœur, il est localement endommagé en compression et cisaillement (formation d'une zone fortement indentée sous le projectile, visible sur les deux faces en Fig. 5-18a et c).

De nombreuses ruptures sont visibles à l'arrière du cœur sous le point d'impact (cf. Fig. 5-18c), et certaines se sont propagées jusqu'au bord de l'échantillon, initiant la formation de fragments de mousse comme vu en Fig. 5-18b. On peut constater que la position des principales fissures dans le cœur est superposée à celle des plis visibles sur la peau avant en tissu. Ces endommagements se sont probablement initiés lors de l'effet structure car la mise en mouvement globale de la structure entraîne une importante sollicitation de flexion / cisaillement.

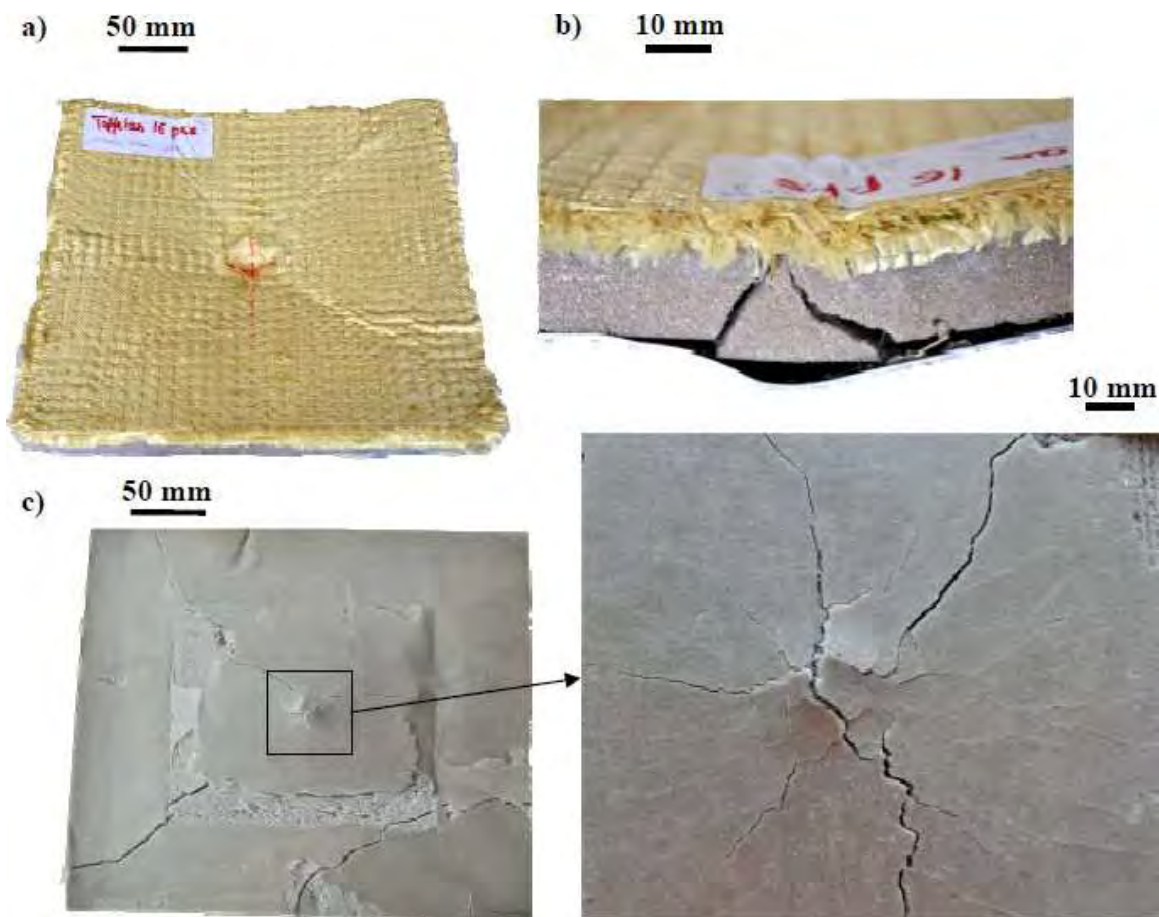


Fig. 5-18 : Echantillon $[P_{16}F_{20}A_1]_{300}$ après impact ; a) Vue de face ; b) Vue de côté ; c) Vue de la mousse en face arrière

En conclusion, on peut constater que la mousse polyuréthane doit être utilisée avec précautions en tant que cœur de sandwich car elle est susceptible de rompre en cisaillement transverse tôt dans la séquence d'impact (c'est le cas de l'échantillon $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$). Ainsi une mousse de forte épaisseur (> 30 mm) présentant une forte rigidité en flexion / cisaillement transverse entraîne la perforation totale de la structure et s'avère de fait moins performante qu'un cœur en nid d'abeille par exemple (comparaison avec le cas $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$).

Cependant, en diminuant l'épaisseur du cœur de 30 à 20 mm et en renforçant la peau avant (passage de 12 à 16 plis de tissus), on améliore la résistance à l'impact du sandwich (cas $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$). Une autre solution envisageable consiste à tester un cœur en mousse de 30 mm d'épaisseur totale stratifié (3 couches de 10 mm par exemple, afin de diminuer la rigidité de la mousse en cisaillement transverse).

3.2.2 Structures sandwiches avec cœurs en nid d'abeille Nomex

Deux structures intégrant un cœur en nid d'abeille Nomex ont été testées à l'impact. Aucune des configurations n'a été perforée. Les échantillons après impact des cas $[P_{16}NH_{30}A_1]$ et $[P_{18}NH_{20}A_1]_{300}$ sont donnés en Fig. 5-19. On peut constater que les endommagements des peaux avant sont relativement similaires pour les deux structures, à l'exception des plis de la peau avant qui sont légèrement plus marqués pour le cas $[P_{16}NH_{30}A_1]$. Cela peut être attribué à la différence d'épaisseur du cœur. Ceci est confirmé par l'évolution des vitesses du projectile, très proches pour les deux configurations testées.

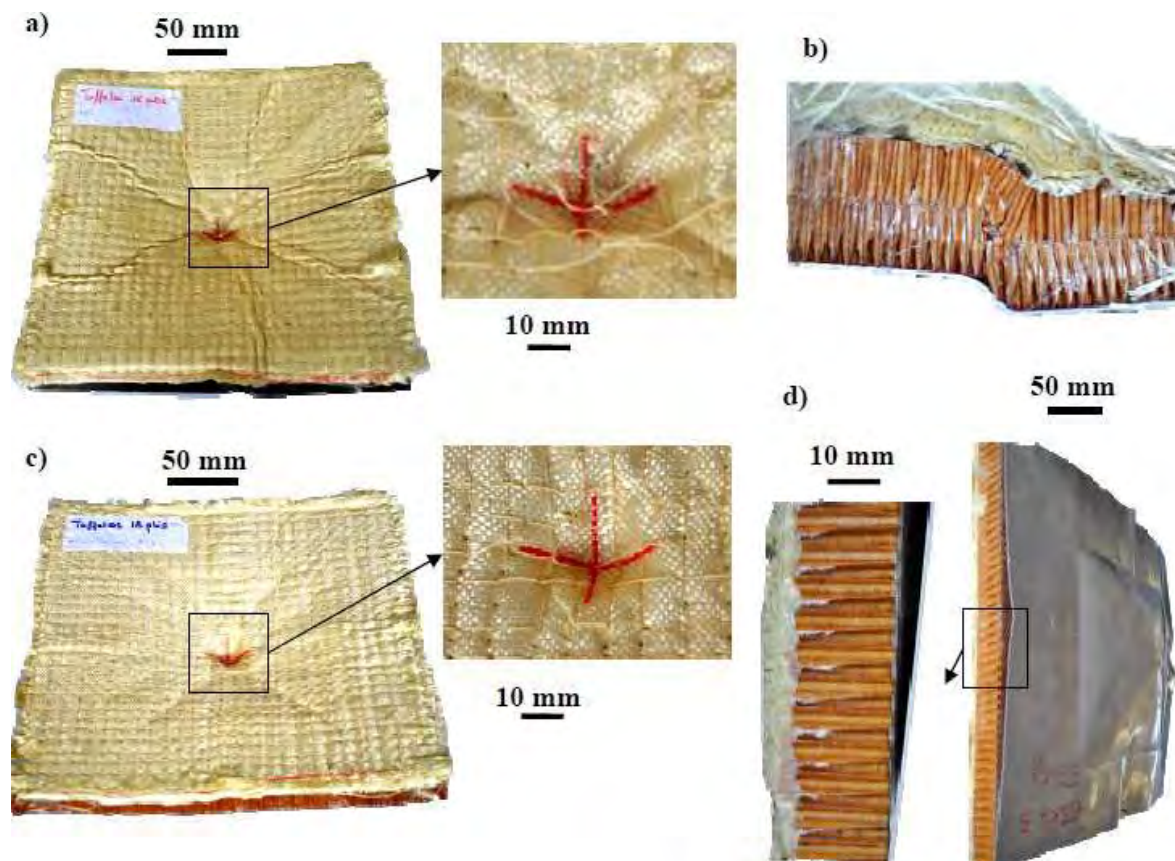


Fig. 5-19 : Echantillon $[P_{16}NH_{30}A_1]_{300}$ après impact ; a) Vue de face ; b) Vue de côté ; Echantillon $[P_{18}NH_{20}A_1]_{300}$: c) Vue de face ; d) Vue de côté

Le cœur en nid d'abeille Nomex de 2×15 mm d'épaisseur est fortement sollicité en cisaillement transverse, ce qui se manifeste par des plis marqués visibles sur la peau avant (Fig. 5-19a). De plus, on note des effets de bord significatifs à certains endroits sur la tranche de l'éprouvette, comme on peut le constater en Fig. 5-19b. On peut également souligner que la continuité des déformations entre les deux couches de nid d'abeille n'est pas assurée dans les zones fortement sollicitées. Au contraire, pour le cœur de 20 mm d'épaisseur, les bords ne sont pas endommagés, mais on constate à la place un décollement local entre le cœur et la peau arrière (Fig. 5-19d). Ces différences de comportement peuvent être attribuées à la différence d'épaisseur du cœur et au possible effet de stratification du nid d'abeille Nomex de 2×15 mm d'épaisseur.

3.2.3 Structures sandwiches avec autres types de cœurs

Les structures avec cœur en fibres enchevêtrées (masse volumique de 50 kg/m^3), en polystyrène et en non-tissé (avec peau avant interlock) montrent des résultats proches. D'une part, l'évolution de la vitesse du projectile est quasiment confondue pour les trois cas. D'autre part, on peut observer des endommagements similaires sur les éprouvettes après impact : déformation globale du tissu/interlock avec présence de plis marqués sur la peau avant, fortes déformations du cœur en cisaillement transverse et déformations plastiques importantes de la peau arrière (cf. Fig. 5-20 et Fig. 5-21).

On peut également constater des effets de bord conséquents sur la peau arrière en Fig. 5-20c. Ceci est dû au fait que les structures en fibres enchevêtrées, en polystyrène et les non-tissés ont une faible résistance en cisaillement et que c'est la peau arrière qui reprend ces efforts pendant l'impact.

Ces effets de bord importants rendent difficile la comparaison avec d'autres sandwichs. Afin d'éviter ces effets indésirables, il serait nécessaire de tester des panneaux de dimensions supérieures afin d'augmenter la rigidité de la structure et de s'affranchir des effets de bords. On pourrait également envisager de tester une structure de cœur de masse volumique supérieure afin d'augmenter ses caractéristiques mécaniques. Cependant, de telles structures n'ont pas pu être testées, faute de temps.

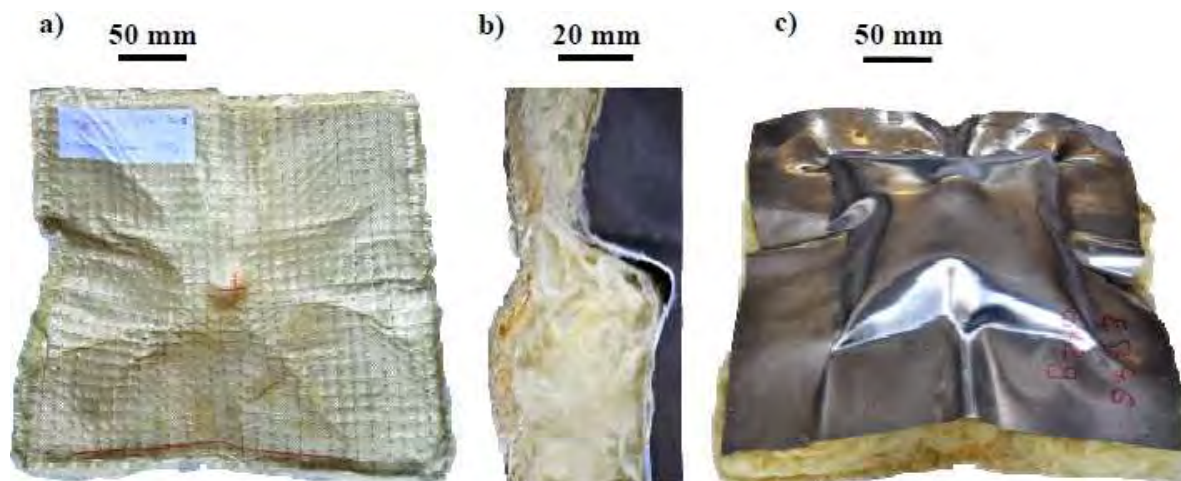


Fig. 5-20 : Echantillon $[P_{16}EF_{20}A_1]_{300}$ après impact ; a) Vue de face ; b) Vue de côté ; c) Arrière de l'échantillon

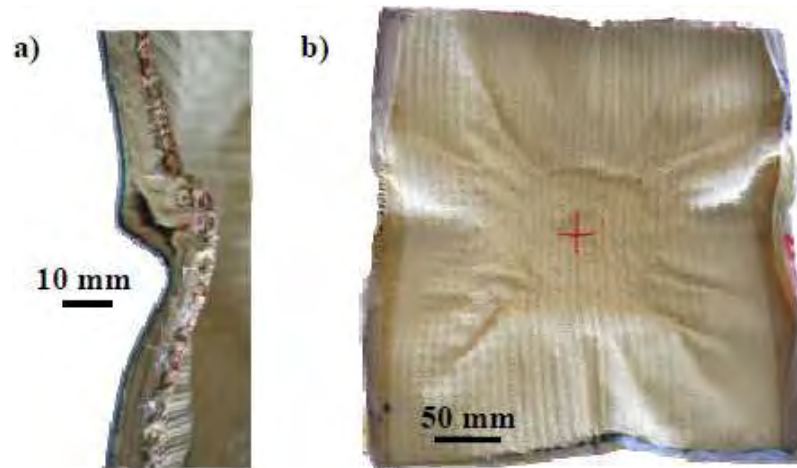


Fig. 5-21 : Echantillon $[I_2NW_{11.5A_1}]_{300}$ après impact : a) Vue de côté ; b) Vue de face

3.3 Analyses et conclusions de l'étude

Des structures sandwiches avec peau avant en tissus secs cousus et différents cœurs architecturés ont été testées à l'impact : mousse polyuréthane, nid d'abeille Nomex, fibres enchevêtrées et polystyrène. Plusieurs conclusions ressortent de cette étude.

D'une part, la peau avant consiste en un assemblage de tissus secs cousus et présente, de ce fait, une faible rigidité. Ainsi, la combinaison de ce type de peau avec des cœurs ayant une faible résistance en cisaillement hors plan aboutit à des structures très souples qui se déforment majoritairement hors du plan du sandwich. Ces structures sont caractérisées par des effets de bord significatifs, qui compromettent la tenue résiduelle du sandwich final (voir schéma explicatif en Fig. 5-22a). Le couplage de 16 plis de tissu et d'un cœur en fibres enchevêtrées (50 kg/m^3 , 20 mm d'épaisseur), ou encore celui de 20 plis de tissu avec 30 mm de polystyrène (15 kg/m^3) en sont de bons exemples. Il s'agit de cœurs ayant des contraintes plateau en compression et en cisaillement très faibles (contraintes quasi-statiques inférieures à 0.1 MPa).

D'autre part, le couplage de cœurs résistants (contrainte plateau en compression et en cisaillement comprises entre 1.5 et 3 MPa en quasi-statique) et de peaux avant en tissus secs cousus donne de bons résultats. On peut notamment citer les couplages suivants : 12 plis de tissus associés avec 30 mm de nid d'abeille aluminium, ou encore 16 plis de tissus couplés avec 20 mm de mousse polyuréthane. Cependant, on peut souligner le cas particulier de la mousse qui présente un comportement fragile en cisaillement transverse pouvant entraîner la perforation de la structure. En effet, la rupture du cœur tôt dans la séquence d'impact provoque la rupture de la peau arrière (en cisaillement transverse) et de la peau avant (rupture des mèches principales en traction). Ce principe est illustré en Fig. 5-22b avec des peaux aluminium et en tissu.

Pour finir, les couplages de peau avant en tissus secs avec cœurs en nid d'abeille Nomex constituent un bon compromis de rigidité sur indentation maximale de la structure (contraintes plateau en compression et en cisaillement comprises entre 1 et 1.5 MPa). On peut citer les deux exemples testés dans cette étude : 16 et 18 plis de tissus couplés avec respectivement 30 et 20 mm de nid d'abeille Nomex.

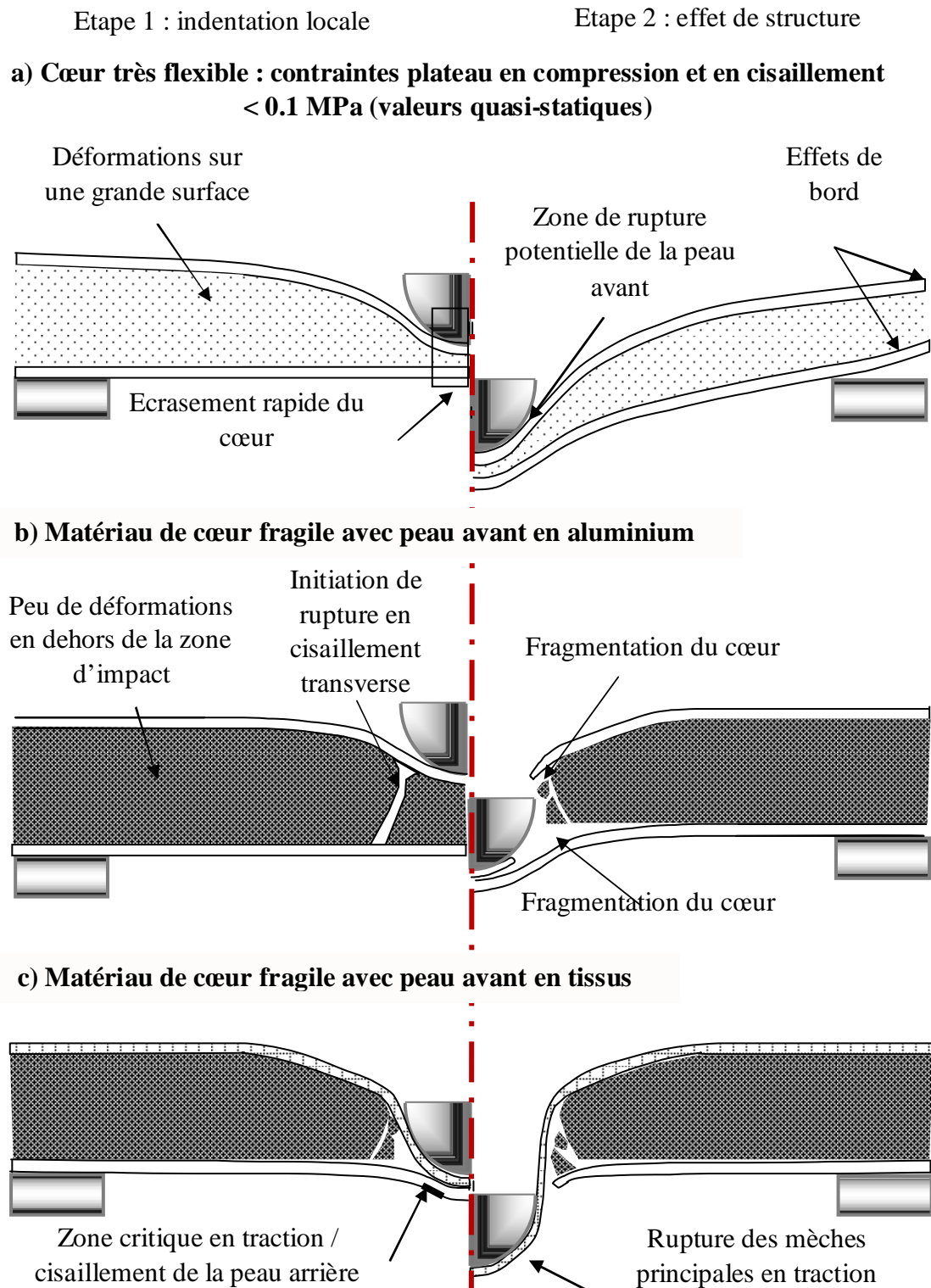


Fig. 5-22 : Scénarii d'impact sur structures sandwiches avec un cœur à faible résistance mécanique et un cœur élaboré à partir d'un matériau fragile ; Association avec des peaux aluminium ou en tissus

4. SYNTHÈSE DES RESULTATS EXPERIMENTAUX ET COMPARAISON DES STRUCTURES

Les essais expérimentaux ont permis d'identifier deux types de peaux avant possibles pour les structures sandwiches : peaux aluminium et peaux en tissus secs cousus. Jusqu'à présent, ces deux structures ont été étudiées séparément, la première faisant l'objet des chapitres II et III, tandis que la seconde a été traitée dans le chapitre IV. On a également pu constater que les choix de cœur étaient distincts selon le type de peau avant étudiée.

On se propose ici de synthétiser les résultats d'impact des structures testées pour ces deux groupes, afin de mieux les confronter. Pour cela, on rappelle que les critères de performance choisis pour cette étude sont les suivants : non perforation de la structure, à masse et indentation résiduelle minimales (conditions données par ordre de priorité).

Les structures sont comparées au travers de deux critères de performance à maximiser :

- ◆ Energie initiale rapportée à la densité surfacique (en m^4/s^2)
- ◆ Energie initiale rapportée à l'indentation maximale (en N)

On rappelle que pour la majorité des cas étudiés, un seul essai d'impact a été réalisé par configuration. De plus, pour les structures non perforées à 120 m/s, on ne peut pas connaître la vitesse limite à laquelle le sandwich serait perforé à cause des limitations du canon utilisé. De ce fait, la comparaison des structures sur la base de l'énergie initiale rapportée à la masse ou à l'indentation reste une évaluation temporaire qui ne tient pas compte de la capacité maximale de la structure (de par la limitation imposée sur l'énergie cinétique initiale).

Ainsi la comparaison des structures au-travers de ces critères permet surtout de répartir les structures en trois groupes distincts :

- ◆ Structures à éliminer : configurations perforées ou trop lourdes / indentées
- ◆ Structures critiques à rupture (rupture de l'une des peaux par exemple). Pour ces cas particuliers, on sait que le critère de performance atteint est proche de la capacité maximale de la structure.
- ◆ Structures non perforées : elles sont retenues en tant que solution de blindage, néanmoins, dans l'absolu, on ne peut pas déterminer à partir des essais réalisés si l'une de ces structures est plus performante qu'une autre.

On rappelle également que la dispersion des vitesses initiales d'impact donne une évaluation biaisée des critères de performance qui sont définis sur l'énergie cinétique initiale. C'est la raison pour laquelle les énergies initiales et absorbées sont indiquées avec les critères de performances en Fig. 5-23 et Fig. 5-24.

Les structures sont réparties en trois catégories :

- ◆ Les structures non perforées, qui sont retenues en tant que solution de blindage potentielle.
- ◆ Les structures critiques en termes de perforation (début de rupture de l'une des peaux, ou des deux). Ces structures sont également retenues, en considérant que le potentiel maximal de la structure est atteint sur l'essai effectué.
- ◆ Les structures non retenues en tant que blindage : il s'agit soit des structures perforées, soit de celles présentant des effets de bord importants. Il est à noter que les structures de 200 mm de côté ne sont pas retenues à cause de leurs effets de bord significatifs.

L'évaluation des structures sur la base des deux critères de performances évoqués est donnée en Fig. 5-23 et en Fig. 5-24. Pour chaque configuration, on donne l'énergie cinétique initiale ainsi que la valeur du critère considéré. Dans certains cas, la quantité d'énergie absorbée par la structure est précisée. Pour des raisons de clarté et d'affichage et uniquement dans les Fig. 5-23 et Fig. 5-24., les valeurs des critères ont été multipliées par un facteur donné (respectivement 0.1 et 10 pour le critère d'énergie rapportée à l'indentation et à la densité surfacique).

4.1 Evaluation des structures sur la base d'une énergie massique

Les structures sont comparées sur la base de l'énergie initiale rapportée à leur densité surfacique. Ce critère est secondaire par rapport à la résistance à la rupture des structures (condition de non perforation prioritaire pour l'évaluation). Les indices de performances pour chaque configuration sont donnés en Fig. 5-23.

On peut tout d'abord constater que toutes les configurations intégrant des peaux aluminium se situent dans la catégorie des cas critiques. En effet, toutes présentent des débuts de rupture de l'une des deux peaux du sandwich (peau avant pour les sandwichs et peau arrière pour les plaques seules).

Sur la base du critère choisi, la meilleure structure aluminium est la configuration de plaques seules avec un indice de $115.5 \text{ m}^4/\text{s}^2$. La seconde meilleure configuration est le cas $[\text{A}_2\text{NW}^{\text{R}}_{6.5}\text{A}_1^{(4)}]_{300}$ avec un indice de $97.5 \text{ m}^4/\text{s}^2$ (capacité maximale de cette structure car la peau avant est perforée, et un début de rupture est visible sur la peau arrière). Pour finir, trois structures se suivent de près avec un indice de $94 \text{ m}^4/\text{s}^2$: la configuration avec cœur de type ULSAP, non-tissé non résiné simple et stratifié.

On note un écart significatif de performances entre la meilleure et la seconde configuration (passage de 115.5 à $97.5 \text{ m}^4/\text{s}^2$). En effet, aucune structure sandwich avec peaux aluminium n'est parvenue à de meilleures performances que des plaques aluminium seules. Ce fait est dû au découplage des peaux engendré par la présence d'un cœur, ce qui les rend moins résistantes à la rupture. Ce phénomène avait été mis en avant avec un cœur en nid d'abeille au chapitre III. Les structures de cœur testées dans cette étude ont montré de meilleures performances que le nid d'abeille, avec une diminution de ce découplage.

Ainsi ces structures ne sont pas perforées à masse équivalente par rapport aux sandwichs tout aluminium. Cependant, l'ajout de masse introduit par la présence du cœur rend ces structures moins performantes que des plaques seules.

Contrairement aux structures avec peaux aluminium, peu de cas critiques sont à signaler pour les sandwichs avec peau avant en tissus secs. Quatre configurations se distinguent par leurs bonnes performances :

- 1. Sandwich avec 12 plis de tissus et 30 mm de nid d'abeille aluminium : $119.8 \text{ m}^4/\text{s}^2$
- 2. Sandwich avec 16 plis de tissus et 30 mm de nid d'abeille Nomex : $118.1 \text{ m}^4/\text{s}^2$.
- 3. Sandwich avec 16 plis de tissus et 20 mm de mousse polyuréthane : $117.1 \text{ m}^4/\text{s}^2$.
- 4. Sandwich avec 18 plis de tissus et 20 mm de nid d'abeille Nomex : $116 \text{ m}^4/\text{s}^2$.

Chacune de ces structures présente un indice supérieur à celui de la configuration de peaux aluminium seules choisie comme référence. Contrairement au précédent groupe, il y a peu d'écart de performances entre les meilleures configurations (écarts principalement dus à la dispersion des vitesses initiales d'impact). Ainsi, il est difficile de conclure sur la meilleure configuration, étant donné que les indices de performances propres aux essais réalisés ne représentent pas le potentiel maximal de ces structures. Néanmoins, ces quatre structures sont à retenir en tant que solutions de blindage potentielles.

D'autre part, les structures avec peaux interlock présentent également de bons résultats. Leurs indices de performances sont proches de celui obtenu pour la configuration de référence avec des valeurs respectives de 112.7 et $107.9 \text{ m}^4/\text{s}^2$ pour la structure I1 (diagonale sans renfort) et I3 (couche à couche de type toile sans renfort). Ces structures sont prometteuses et plusieurs voies d'amélioration sont envisageables : remplacement du nid d'abeille aluminium par un cœur avec une contrainte plateau en compression et en cisaillement plus faibles (cœurs envisagés : nid d'abeille Nomex ou mousse polyuréthane), ce qui permettra également une meilleure adhésion du joint de colle entre la peau avant et le cœur, collage avec résine époxy et microbilles, diminution de l'épaisseur du cœur, etc.

Une première structure a été testée, basée sur le remplacement d'un cœur en nid d'abeille par un cœur en non-tissé non résiné simple. On peut voir sur la Fig. 5-23 que les performances de cette structure sont très prometteuses (indice de $149.1 \text{ m}^4/\text{s}^2$). Cependant, cette configuration n'a pas été retenue à cause des effets de bords significatifs (cf. Fig. 5-21). D'autres structures sont dans le même cas : structures intégrant des cœurs de type polystyrène ou fibres enchevêtrées, caractérisées par des indices de performance élevés : respectivement 143 et $142.4 \text{ m}^4/\text{s}^2$. Le point commun de ces structures réside dans une résistance faible au cisaillement transverse. Plusieurs pistes d'amélioration sont de fait envisageables : augmentation de l'épaisseur du cœur (pour les structures non-tissées par exemple) ou encore de sa masse volumique (cas des fibres enchevêtrées).

4.2 Affinage des structures sélectionnées sur la base d'une énergie rapportée à l'indentation

Les structures sont évaluées sur la base de l'énergie initiale rapportée à l'indentation maximale. Les courbes de performances sont données en Fig. 5-24. On rappelle que ce critère n'est pas prioritaire par rapport à la condition de non perforation, à masse minimale. Il permet cependant de compléter l'analyse effectuée dans le paragraphe précédent et d'affiner ainsi la sélection des structures.

La meilleure configuration du point de vue de ce critère est le sandwich avec peaux en tissus et cœur en nid d'abeille Nomex de 30 mm d'épaisseur. Son indice de performance atteint 48 kN. Il est suivi par la configuration assemblant interlock I1 en peau avant et 30 mm de nid d'abeille aluminium (indice de 44.5 kN). La troisième meilleure structure représente l'assemblage de tissus secs avec 20 mm de mousse polyuréthane en tant que cœur (38.7 kN).

Par la suite, beaucoup de configurations sont regroupées avec des indices compris entre 33.4 et 31 kN : structures sandwiches avec cœur en non tissé simple et peaux aluminium (indice de 33.4 kN), tissus secs et 30 mm de nid d'abeille aluminium (indice de 32.7 kN), tissus secs et cœur en fibres enchevêtrées (indice de 18.6 kN), peau avant interlock I3 et nid d'abeille aluminium de 30 mm d'épaisseur (indice de 31 kN), et enfin, configuration de peaux aluminium seules (indice de 31 kN).

Les trois meilleures structures évaluées sur la base du critère d'indentation maximale sont également bien placées selon le critère de l'énergie surfacique. On peut notamment citer le cas de la configuration associant peaux en tissus secs et nid d'abeille Nomex de 30 mm (respectivement second et premier rang sur les critères d'énergie rapportée à la masse, et à l'indentation), ou encore la configuration associant peau avant en tissus secs et 20 mm de mousse polyuréthane (troisième rang sur les deux critères). Cependant, l'ordre des structures reste temporaire, puisqu'il ne représente pas leurs performances optimales.

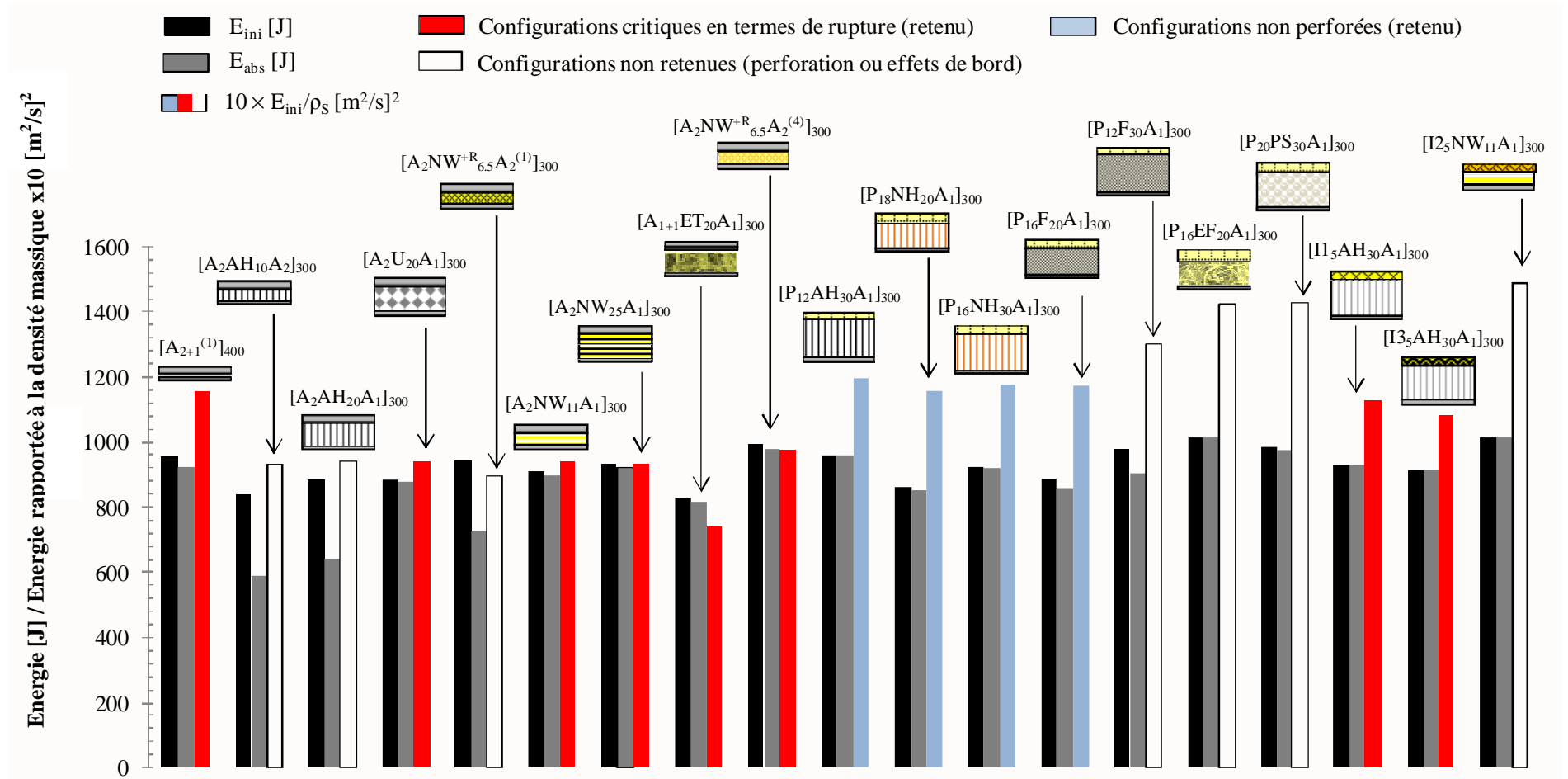


Fig. 5-23 : Evaluation des structures de 300 mm de côté sur la base de l'énergie cinétique initiale rapportée à la densité surfacique

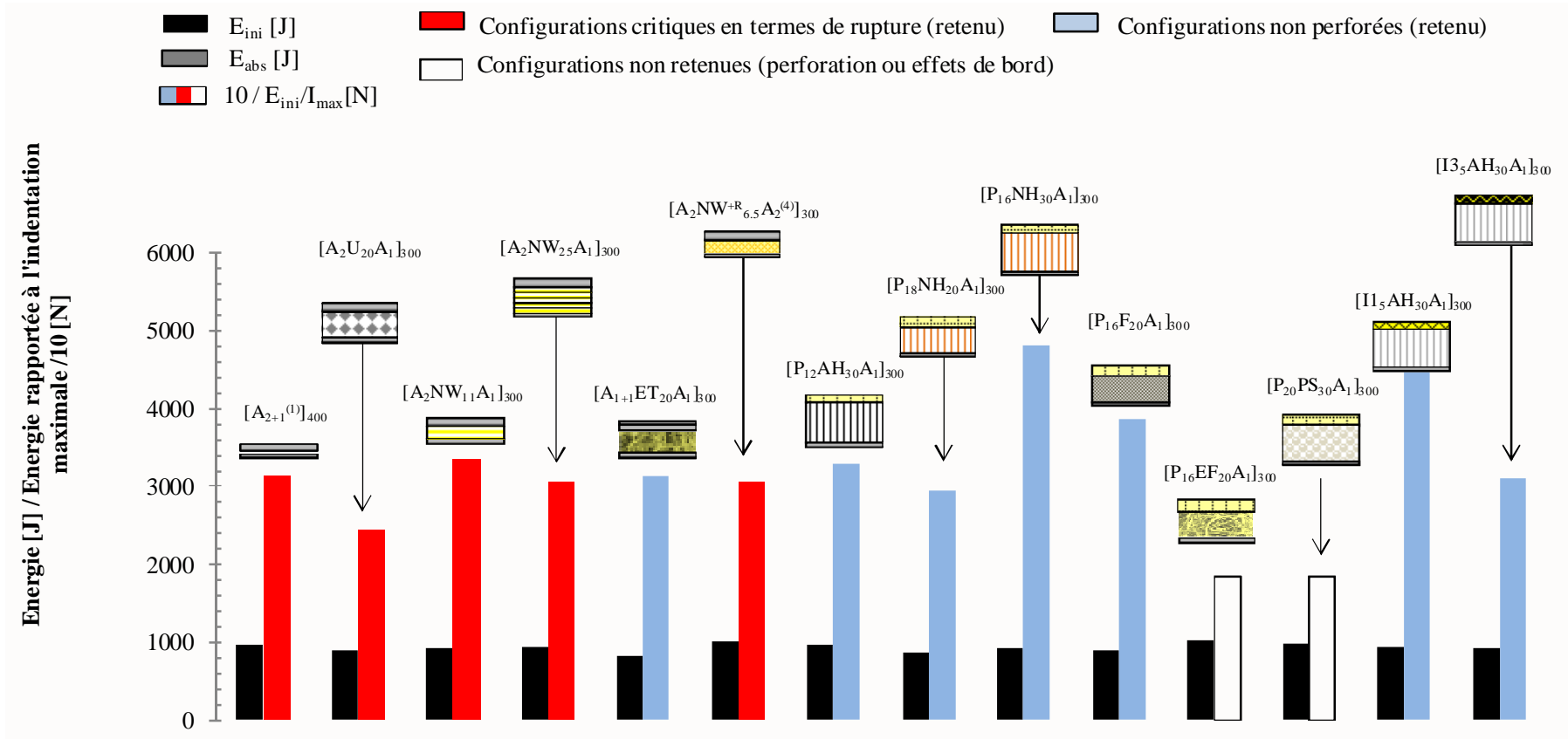


Fig. 5-24 : Evaluation des structures de 300 mm de côté sur la base de l'énergie cinétique initiale rapportée à l'indentation maximale

5. CONCLUSION

Ce chapitre a pour but d'étudier les performances à l'impact d'une large variété de structures de cœur, et ainsi de pouvoir identifier des paramètres et tendances en vue d'améliorer la résistance à la perforation des structures sandwichs. Pour ce faire, plusieurs cœurs ont été testés d'une part avec des peaux aluminium et d'autre part avec une peau avant en tissus secs cousus et peau arrière aluminium.

De manière globale sur les deux types de peau, les résultats d'essais montrent une corrélation directe entre la résistance à l'impact des structures sandwichs et les propriétés en compression et cisaillement transverse du cœur.

Concernant les peaux aluminium, une valeur limite de la contrainte plateau en compression et de la contrainte de cisaillement a pu être identifiée à 0.8 MPa (quasi-statique). Au-delà de cette limite, les structures sandwichs sont systématiquement perforées (voir les cas c et d en Fig. 5-25 pour les peaux aluminium). En conclusion, la structure optimale en termes de résistance et de masse avec peaux aluminium reste la configuration de peaux aluminium seules.

D'autre part, pour les sandwichs avec peau avant en tissus secs, un compromis est à trouver sur la résistance en cisaillement du cœur afin d'éviter la perforation de la structure d'une part et des effets de bords indésirables d'autre part. Ainsi, une valeur minimale de contrainte en compression (plateau) et cisaillement a pu être identifiée à environ 0.1 MPa (voir cas a en Fig. 5-25). D'autre part, le couplage d'une peau avant en tissus secs et d'un cœur résistant en compression et cisaillement donne de bonnes performances (cas b avec peau en tissus). Cependant, un cœur à comportement fragile en cisaillement entraîne la rupture du sandwich (voir cas d en Fig. 5-25 ou cas c en Fig. 5-22 plus spécifique aux tissus secs).

Les valeurs limites de résistance en compression et cisaillement sont fournies à titre d'exemple afin d'évaluer des tendances. Elles doivent être nuancées au vu des probables effets dynamiques intervenant dans le comportement des cœurs à l'impact.

La synthèse des essais a permis d'identifier les solutions les plus performantes à l'impact parmi toutes les configurations testées. Il s'agit des structures sandwichs intégrant les couplages suivants : 16 plis de tissus avec 30 mm de nid d'abeille Nomex et l'assemblage de 18 plis de tissus avec 20 mm de mousse polyuréthane. Ces structures supplantent les performances des plaques aluminium seules, à la fois sur le critère de masse minimale et d'indentation minimale.

Cependant, d'autres structures sont également prometteuses. Il s'agit notamment des couplages peaux/cœur de type tissus secs / fibres enchevêtrées ou peaux interlocks / mousse.

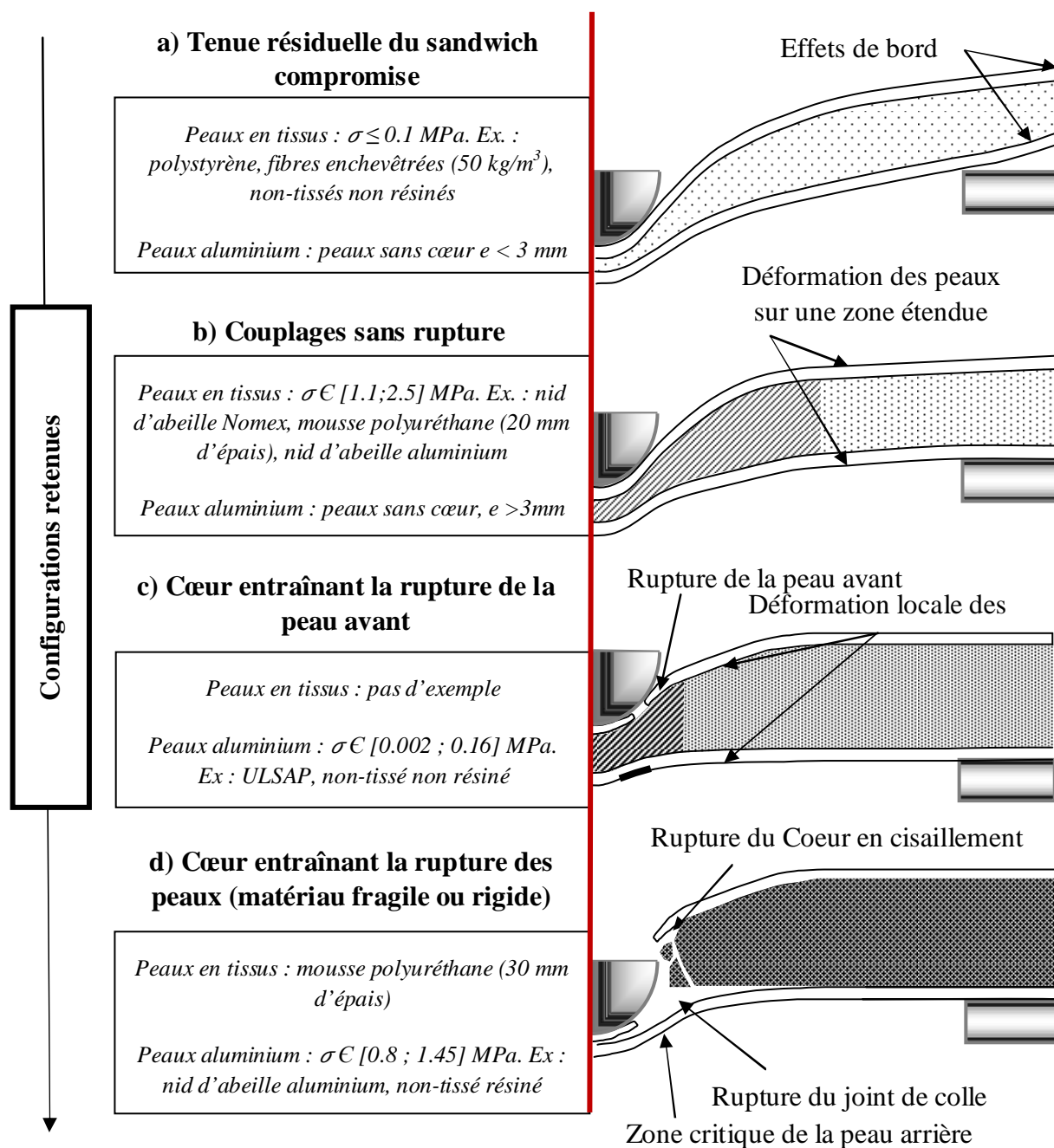


Fig. 5-25 : Synthèse de certain cas de figure rencontrés lors des essais d'impact sur structures sandwichs

CONCLUSIONS DE L'ETUDE

La présente étude a permis d'étudier le comportement de structures à l'impact, afin d'identifier des solutions de blindage potentielles. Le travail réalisé s'est porté plus particulièrement sur le domaine des vitesses modérées et hautes énergies. On a choisi ici de se focaliser sur l'étude de la structure, et d'étudier en particulier les structures sandwichs. Plusieurs objectifs ont été définis :

- ◆ 1. Identifier des structures sandwichs performantes à l'impact et donner des pistes d'amélioration pour ces structures (sur les critères de non perforation à masse et indentation minimales).
- ◆ 2. Associer les performances à l'impact des sandwichs aux propriétés des matériaux et structurales, et pouvoir identifier les rôles respectifs des peaux et du cœur.

1. Identification de structures

On a fait le choix d'étudier dans un premier temps un large panel de structures afin d'identifier les plus performantes et de pouvoir évaluer des combinaisons originales de peaux et de cœurs. On a considéré les plaques et le nid d'abeille aluminium comme des références de peau et de cœur car ce sont des matériaux standards sur des applications d'impact.

On a étudié globalement 4 catégories de structures :

- ◆ les peaux aluminium
- ◆ les sandwichs tout aluminium : peaux et nid d'abeille aluminium
- ◆ les sandwichs à peau avant composite (avec ou sans résine) et nid d'abeille aluminium
- ◆ les sandwichs avec d'autres structures de cœur : nid d'abeille aluminium et Nomex, mousse, fibres enchevêtrées, non-tissés, etc.

Parmi les peaux envisagées, plusieurs ont été retenues pour leurs bonnes performances : peaux aluminium, assemblage de tissus secs cousus dans l'épaisseur et structures interlock non résinées. Les tissus secs cousus sont une solution originale et performante à l'impact identifiée dans le cadre de cette étude ; elle présente une bonne résistance à la perforation et la plus faible masse surfacique parmi les autres solutions proposées.

L'étude expérimentale a montré que les combinaisons de tissus secs cousus avec des cœurs de type nid d'abeille aluminium, Nomex et mousse sont les plus performantes en termes de masse et d'indentation sans rupture (meilleures que des peaux aluminium seules). Les structures à écarter sont les sandwichs tout aluminium (peaux et nid d'abeille aluminium) et les sandwichs à peaux composites résinées car ils sont peu résistants à la perforation. D'autres structures sont prometteuses mais il reste encore certains points à solutionner, comme des effets de bord indésirables, des problèmes de collage, ou une masse encore trop importante. On peut citer pour exemple les sandwichs avec peau avant interlock ou des sandwichs avec peaux en tissus secs et des cœurs très flexibles (type polystyrène, enchevêtrés ou non-tissés)

2.1. Influence de différents paramètres sur les performances des structures

Dans une seconde partie, on s'est focalisé sur l'étude de quelques unes des structures intéressantes identifiées précédemment, via une approche numérique. Ainsi, les plaques aluminium et tissus secs cousus pour les peaux ont été retenus de par leurs bonnes performances. Quant au cœur, on a choisi de se concentrer sur l'étude du nid d'abeille aluminium, car il donne de bons résultats en association avec une peau avant en tissus, et des mauvais résultats avec des peaux aluminium. Cette dualité est apparue comme un point d'étude intéressant, afin de mieux appréhender les effets de structure intervenant dans les sandwichs.

Un modèle numérique de peaux aluminium a été développé dans cette étude. La prise en compte de la sensibilité de l'aluminium à la vitesse de sollicitation (effet qui intervient en particulier sur la rupture) dans le modèle numérique a permis une bonne concordance des prédictions numériques et résultats expérimentaux.

Dans un second temps, un modèle de nid d'abeille a été implémenté et combiné au précédent modèle de peaux aluminium. Les résultats numériques obtenus sont conformes aux résultats d'essai lorsque l'on tient compte des effets dynamiques intervenant au sein du nid d'abeille. Une approche mésoscopique / macroscopique a été proposée afin de bien représenter le comportement dynamique du nid d'abeille en compression et cette méthode a pu être validée sur la base des essais expérimentaux.

Pour finir, un modèle numérique de tissus secs a été développé dans cette étude. On a choisi de se placer à l'échelle du fil, afin de représenter au mieux les endommagements observés sur les éprouvettes. D'autre part, le modèle développé se veut relativement simple, afin d'être implémenté par la suite avec les modèles de peau aluminium et de nid d'abeille évoqués précédemment. Une première étude de caractérisation des tissus est proposée ici, et un modèle complet de sandwich à peau avant en tissus est encore en cours.

Les principales influences identifiées par les essais expérimentaux et résultats numériques sont synthétisés dans les tableaux suivants, pour chaque type de structure étudiées.

♦ Peaux et nid d'abeille aluminium :

Peaux aluminium seules			
		Résistance à la perforation	Faible indentation
Paramètres géométriques	Epaisseur totale	▲ ▲ avec une épaisseur supérieure à 3 mm	▲
	Stratification	Nombre de couches : ▲ de 1 vers 2, = si > 2	▼
	Collage	=	=▼ si superposition simple
Paramètres matériau	Limite élastique	▲ avec une limite basse	▼ avec une limite basse
	Ecrouissage	▲ avec un faible écrouissage	▼ avec écrouissage bas
	Effet vitesse	▲ ▲ : répartition des efforts et retardement de la rupture	/

Sandwiches tout aluminium avec cœur en nid d'abeille aluminium			
		Résistance à la perforation	Faible indentation
Paramètres géométriques	Epaisseur du cœur	▼ quand on augmente l'épaisseur (de 0 à 20 mm): découplage des peaux et rupture précoce	▲ quand on augmente l'épaisseur
	Taille de cellule du cœur	▲ avec une grande taille de cellule (de 6.5 à 9.5 mm)	/
	Epaisseur peau arrière	▲ avec une peau arrière épaisse (de 1 à 2 mm)	/
Paramètres matériau	Effet vitesse	▼ ▼ Au niveau du matériau et de la structure du nid d'abeille. Hausse des efforts de compression : localisation des efforts sur les peaux et rupture précoce	/

Concernant les peaux aluminium, le choix de l'alliage et en particulier sa sensibilité à la vitesse de sollicitation sont des critères importants. L'effet de vitesse dans les peaux a un effet très positif sur leur résistance à la rupture car il retarde voire empêche l'initiation de la rupture.

De manière intéressante, il s'avère que ce même effet dynamique a une influence parfois néfaste sur la résistance à la perforation quand il intervient dans le cœur. Il engendre une augmentation importante des efforts de compression, ce qui tend à localiser les efforts au niveau des peaux. Pour des peaux aluminium, cela accélère le début de rupture, et de manière générale, la perforation totale du sandwich. Pour une peau en tissus secs cousus, l'effet ne semble pas préjudiciable sur la bonne tenue de la structure (il pourrait même être bénéfique).

On en arrive à la conclusion qu'un nid d'abeille qui dissipe peu d'énergie en compression donne de bonnes performances à l'impact dans une structure sandwich. Ceci est dû au fait que le couplage peaux-cœur joue un rôle plus significatif sur la résistance à l'impact et l'énergie absorbée que le comportement du cœur seul.

◆ Peaux en tissus secs

Sandwiches avec peau avant composite et cœur en nid d'abeille			
		Résistance à la perforation	Faible indentation
Paramètres géométriques	Nombre de plis	▲ ▲ avec un nombre > 12 plis	= : par rapport aux paramètres du tissu en général et aux sandwichs et peaux aluminium
	Caractéristiques du tissage et compte	Tissage : taffetas > sergé ▲ ▲ (augmentation des croisements) Compte : = ici a priori	
	Couture	▲ ▲ pour une couture raffinée (de 20 à 10 mm de côté)	
	Epaisseur de cœur	Passage de 10 à 20 ou 30 mm : ▲ (protection de la peau arrière)	
Paramètres matériau	Présence de résine	▼ ▼ : rigidifie la peau et entraîne une rupture précoce de la peau	/
	Frottement	▲ si on augmente le frottement entre fils, plis et avec la bille	/
	Effet vitesse	▲ a priori (littérature)	/

Pour des peaux en tissus secs, on peut noter deux principaux résultats : d'une part, la résine est fortement préjudiciable à la résistance à la perforation des peaux (car elle rigidifie la peau, ce qui la rend plus sensible à la rupture) ; d'autre part, la couture apparaît comme une solution simple et efficace de maintenir les plis entre eux et d'améliorer les performances des tissus. En particulier, elle assure l'intégrité du tissu sous le projectile et réduit les endommagements (glissement des fils, déformation du motif de tissage) en augmentant les énergies absorbées via le frottement, sans ajout de masse conséquent.

2.2. Couplages entre les peaux et le cœur

Afin de bien répondre aux objectifs de l'étude sur la relation entre les performances d'une structure et ses propriétés, on a cherché à identifier des tendances sur le comportement des couplages peaux-cœurs.

Les deux peaux étudiées en particulier dans cette étude (plaques aluminium et assemblage de tissus secs cousus) ont été testées avec un nid d'abeille aluminium dans un premier temps, puis avec d'autres structures de cœur afin de généraliser les tendances observées.

On aboutit à la conclusion qu'un bon choix de cœur dépend fortement du choix des peaux (aluminium ou tissus). De plus, pour chaque type de peau, les résultats d'essais montrent une corrélation directe entre la résistance à l'impact des sandwichs et les propriétés en compression et cisaillement transverse du cœur. Ces points soulignent l'importance du couplage peaux-cœur et de sa prise en compte dans l'étude d'un blindage.

Pour les peaux aluminium, l'optimal en masse et résistance à la perforation correspond aux peaux seules sans cœur et si un cœur est imposé, il doit être le plus fin et souple possible afin de limiter le découplage des peaux (tendance des peaux à résister et rompre de manière découplée,

ce qui diminue les performances globales de la structure). D'autre part, il est important que le cœur ne localise pas trop les efforts dans les peaux ; c'est la raison pour laquelle des structures se déformant principalement dans le plan et peu rigides dans l'épaisseur, comme par exemple les non-tissés non résinés, sont de bons candidats avec des peaux aluminium. Ainsi, tous les effets ayant tendance à renforcer la rigidité hors plan des cœurs sont à éviter : structures avec des effets vitesse importants, structures résinées, etc.

Couplages peaux-cœur			
Couplage cœur et peaux aluminium			
		<i>Résistance à la perforation</i>	<i>Faible indentation</i>
Paramètres géométriques	Epaisseur	= sur les non-tissés ▼ avec nid d'abeille aluminium	= sur les non-tissés
Paramètres matériau	Rigidité en compression	▲ quand elle est faible ($\sigma < 0.1$ MPa) ; optimal sans cœur	▲ avec la rigidité
	Rigidité en cisaillement transverse	▲ quand elle est faible ($\sigma < 0.16$ MPa): optimal sans cœur	▲ avec la rigidité
	Effet vitesse dans le cœur	▼ quand il y en a car augmente la rigidité de compression et cisaillement	▲ car la rigidité augmente
Couplage cœur et peaux en tissus			
		<i>Résistance à la perforation</i>	<i>Faible indentation</i>
Paramètres géométriques	Epaisseur	▲ avec un cœur épais pour protéger la peau arrière	▲ avec un cœur épais
Paramètres matériau	Rigidité en compression et cisaillement transverse	▲ ▼ compromis à trouver : $\sigma > 0.1$ MPa sinon effets de bord ; bon couplage pour $\sigma \in [1.5 ; 3]$ MPa	▼ ▼ si $\sigma < 0.1$ MPa ▲ avec la rigidité
	Résistance du cœur	▲ avec la déformation à rupture (ex. mousses)	/
	Effet vitesse dans le cœur	= a priori	

Le choix de structures de cœur associées à une peau avant en tissus s'avère beaucoup plus large que celui identifié pour les peaux aluminium. En opposition avec les conclusions effectuées sur les peaux aluminium, les cœurs épais et rigides donnent de bons résultats avec les tissus. Un compromis est à trouver entre la rigidité transverse de la peau avant (qui dépend du nombre de plis, de la couture, du tissage, etc.) et celle du cœur.

Des structures de cœur trop flexibles (< 0.16 MPa en compression en cisaillement) montrent des effets de bord importants, ce qui rend les analyses et comparaisons délicates (il faudrait tester des éprouvettes de plus grandes dimensions, ou augmenter la rigidité globale pour s'affranchir de ces effets). Au contraire, des cœurs plus rigides de type nid d'abeille sont plus avantageux.

Les conclusions de cette étude offrent de nombreuses perspectives, tant au niveau des études expérimentales que numériques. Les points suivants peuvent être abordés :

- ◆ La validation des modèles numériques de peaux aluminium et de nid d'abeille permettent d'envisager une étude d'optimisation numérique de ces structures. On peut étudier l'influence du choix matériau pour le nid d'abeille et les peaux : caractéristiques mécaniques du matériau idéal, et de la meilleure combinaison peaux-cœur. Une optimisation de la structure peut également être proposée, notamment pour le nid d'abeille : influence de la taille et de la forme, et de la hauteur des cellules, stratification possible du cœur en différentes couches, etc.
- ◆ Une étude expérimentale de caractérisation des tissus à l'arrachage quasi-statique est en cours. A ce jour, on a pu identifier l'influence notable de la couture, du tissage et de la pré-tension des fils sur les efforts d'arrachage. Une étude numérique couplée à ces essais est également en cours d'implémentation. Un travail similaire est envisagé sur les essais d'arrachage dynamique : effet de la couture, du tissage, etc. L'objectif à moyen terme consiste à valider le modèle numérique de tissus sur ces essais et de dégager quelques pistes de choix pour ces structures.
- ◆ Une étude numérique d'impact sur sandwichs à peau avant en tissus secs est en cours. Il reste des points à améliorer sur ce modèle (notamment la prise en compte des coutures). L'objectif à court terme consiste à valider le modèle de sandwich global sur la base des essais expérimentaux. Par la suite, on pourra se consacrer à l'étude du couplage entre les tissus secs et le cœur, sujet non étudié à ce jour dans la littérature.

TABLE DES FIGURES

CHAPITRE I

Fig. 1-1 : a) Impact oiseau sur A340 (Ibéria) en 2012 ; b) Impact de débris moteurs sur A380 (Quantas) en 2010	1
Fig. 1-2 : Solution actuelle de protection du fuselage et nouveau concept de protection [NASA, 2010].....	1
Fig. 1-3 : Principe de l'Open Rotor, localisation et volume dédié pour le bouclier de la partie arrière de l'A30X.....	2
Fig. 1-4 : Classification des régimes d'impact : a) Impact basse vitesse ; b) Impact à vitesse modérée ; c) Impact balistique / à haute vitesse [HOO FATT, 2010].....	12
Fig. 1-5 : Montage optique de détection du projectile [STARRAT, 2000].....	14
Fig. 1-6 : Endommagements après impact de projectiles plats, hémisphériques et pointus [BØRVIK, 2001].....	16
Fig. 1-7 : Séquences d'impact numériques sur plaques acier de 12 mm, 6 mm collées et 6 mm espacées [DEY, 2007] avec : a) projectile plat ; b) ogive	19
Fig. 1-8 : Vitesses résiduelles pour chaque assemblage possible. Impact avec projectile pointu et plat [TENG, 2008]	19
Fig. 1-9 : Evolution de la contrainte d'écoulement en fonction de : a) la température ; b) la vitesse de déformation [CLAUSEN, 2004].....	21
Fig. 1-10 : Essais de traction sur aluminium 5083-H116 dans différentes directions par rapport au laminage	21
Fig. 1-11 : a) Endommagement d'une plaque acier à 245 m/s ; b) Déformation constante ($V_{ini}=285.4$ m/s, rupture pour une déformation de 0.66) ; c) Critère de cisaillement maximal ($V_{ini}=244$ m/s, contrainte limite 525 MPa) ; d) Modèle de Johnson Cook ($V_{ini}=285.4$ m/s).....	23
Fig. 1-12 : Evolution de la déformation à rupture pour l'aluminium 5083-H116 dans la direction de laminage en fonction de : a) la triaxialité ; b) la température [CLAUSEN, 2004]	24
Fig. 1-13 : Evolution de la déformation à rupture en fonction de la triaxialité des contraintes – cas aluminium 2024 [BAO, 2005].....	25
Fig. 1-14 : Evolution de la déformation à rupture en fonction de la vitesse de déformation – aluminium 5083-H116 [CLAUSEN, 2004].....	26
Fig. 1-15 : Identification des différents modes de rupture dans les structures sandwiches.....	28
Fig. 1-16 : Déformations locales et globales dans un sandwich [HOO FATT, 2010]	29
Fig. 1-17 : Principe de modélisation du nid d'abeille et profils des déformées [ASADI, 2006]	31
Fig. 1-18 : Modes d'endommagement du nid d'abeille aluminium identifiés sous sollicitations combinées en cisaillement transverse et compression [HOU, 2011]	32
Fig. 1-19 : Evolution de la contrainte pic haute et basse en fonction de la vitesse d'écrasement du nid d'abeille [RADFORD, 2007]	33
Fig. 1-20 : a) Comportement expérimental et numérique du sandwich aluminium pour une impulsion respective de 3.3, 3.8 et 4.6 kPa.s ; b) Compression expérimentale quasi-statique [RATHBUN, 2006]	36
Fig. 1-21 : Cartographie des déformations plastiques après 13 et 85 μ s d'impact à 339 m/s [BUIRAGO, 2010] ...	36
Fig. 1-22 : a) Evolution de la vitesse d'impact numérique à 287 m/s ; b) Répartition des énergies dans le sandwich en pourcentage de l'énergie cinétique initiale pour différentes vitesses – [BUIRAGO, 2010]	37
Fig. 1-23 : a) Profils expérimentaux et numériques de structures sandwiches avec cœur en Y [RUBINO, 2009] ; b) Profil expérimental et numérique associé d'une structure sandwich avec cœur en nid d'abeille [DHARMASENA, 2010] ; c) Endommagements observés sur structures sandwiches avec cœur tridimensionnel pyramidal [YUNGWIRTH, 2008]	39
Fig. 1-24 : Profil expérimental et numérique après impact d'un sandwich à peaux acier et cœur en fibres enchevêtrées métalliques [DEAN, 2011] : a) Impact à 103 m/s ; b) Impact à 234 m/s	40
Fig. 1-25 : Etude numérique d'impact sur structures sandwiches et peaux espacées : évolution des vitesses d'impact et modes d'endommagement [IVANIEZ, 2011].....	42

Fig. 1-26 : Comportement en compression en fonction de la vitesse de déformation, à masse volumique et microstructures différentes (à 130 kg/m ³)	43
Fig. 1-27 : Mousse renforcée (vue avec et sans mousse) [TEKALUR, 2009] ; b) Mousse renforcée par points de couture, vue de face et de côté [XIA, 2010].....	44
Fig. 1-28 : Augmentation mesurée de la contrainte plateau en fonction de la vitesse de déformation pour un nid d'abeille Nomex à cellules hexagonales et rectangulaires (typo x : over expanded) [HEIMBS, 2007]	45
Fig. 1-29 : Structures pyramidales acier avec double et simple stratification et résine polyuréthane impactées respectivement à 613 et 632 m/s [YUNGWIRTH, 2006].....	46
Fig. 1-30 : Structures zigzag : a) Structure simple en composite carbone ; b) Structure double en composite à fibre aramide (avant) et carbone (arrière) – [HEIMBS, 2009].....	47
Fig. 1-31 : a) Etapes d'impact de la double structure de cœur identifiée par simulation numérique ; b) Evolution de la vitesse du projectile ; c) Vue de la structure après impact (132 m/s, 117 J) – [HEIMBS, 2009].....	47
Fig. 1-32 : Vue en coupe des structures 3D [VAIDYA, 2000].....	48
Fig. 1-33 : a) Observation au microscope d'un enchevêtrement de fibres carbone ; b) Joint de résine époxy à l'intersection des fibres [MEZEIX, 2009].....	48
Fig. 1-34 : Courbes d'effort-déplacement obtenues pour différents cœurs avec peaux en composite à fibre de carbone et de verre [SHADIN, 2011].....	49
Fig. 1-35 : Cœurs à gradient : a) Empilement de sphères creuses [ZENG, 2010] ; b) Structures sandwichs avec mousses à densité graduelle [GARDNER, 2012]	49
Fig. 1-36 : Impact transverse d'un fil de tissu [CHEESEMAN, 2003]	51
Fig. 1-37 : Déformées numériques obtenues pour les cas de : a) encastrement 4 bords ; b) encastrement 2 bords ; c) bords libres [DUAN, 2005]	53
Fig. 1-38 : Comportement en traction dynamique d'une fibre de Twaron [TAN, 2008]	55
Fig. 1-39 : a) Effort d'arrachage normalisé par la longueur du fil ; b) Energie cinétique dissipée rapportée à la masse de tissu [DONG, 2009]	56
Fig. 1-40 : a) Courbe d'effort en fonction du déplacement lors de l'essai d'arrachage et phénomènes physiques associés [BILISIK, 2011]	57
Fig. 1-41 : Principe de modèles numériques d'arrachage proposés par : a) Zhu et al. ; b) Dong et al.	58
Fig. 1-42 : Présentation des différentes échelles de modélisation et déformées associées	60
Fig. 1-43 : Energie absorbée par le tissu en fonction de la vitesse d'impact [TAN, 2008]	61
Fig. 1-44 : Maillage du tissu et comportement à l'impact à 110 m/s sur un pli de tissu encasté sur deux bords : a) t=0.1 ms ; b) t=0.4 ms [TAN, 2006]	62
Fig. 1-45 : Répartition des énergies numériques pour un cas d'encastrement sur deux bords et un cas de bords libres avec un coefficient de frottement entre fils de 0.5 [DUAN, 2005]	63
Fig. 1-46 : Déformées obtenues pour trois conditions limites différentes (encastrement 4 bords, 2 bords et bords libres) avec deux frottements entre fils : a) $\mu=0$; b) $\mu=0.5$ [DUAN, 2006]	65
Fig. 1-47 : Evolution de l'énergie absorbée en fonction du nombre de plis pour différentes fibres – courbe issue des résultats expérimentaux de Naik et al. [NAIK, 2009]	66
Fig. 1-48 : Contribution de chaque pli pour un cas de non perforation à vitesse initiale de 150 m/s	67
Tab. 1-1 : Description des différentes catégories d'impact identifiées dans la littérature.....	11
Tab. 1-2 : Synthèse de quelques résultats de la littérature.....	18
Tab. 1-3 : Résultats d'essais expérimentaux pour différentes configurations de sandwichs [GOLDSMITH, 1997] ..	35
Tab. 1-4 : Aperçu des caractéristiques mécaniques de plusieurs types de fibres.....	54
Tab. 1-5 : Synthèse des effets dynamiques observés sur le comportement en traction des fibres aramides.....	55

CHAPITRE II

Fig. 2-1 : Principe de fonctionnement du canon à gaz comprimé.....	73
Fig. 2-2 : Conditions limites choisies des structures testées	74
Fig. 2-3 : Exemple d'images prises à la caméra pendant l'impact : a) caméra 1, essai sur structures sandwiches (cas de rebond du projectile) ; b) caméra 2, essai sur sandwich avec peau avant composite	75
Fig. 2-4 : a) Image pendant l'impact ; b) Lecture des niveaux de gris sur une ligne ; c) Principe de suivi par seuillage	76
Fig. 2-5 : Profils de déformation des peaux avant et arrière obtenus par stéréo-corrélation sur un exemple de sandwich aluminium avec perforation partielle de la peau avant	77
Fig. 2-6 : Géométrie des éprouvettes de traction	81
Fig. 2-7 : Courbes de traction expérimentales sur plaques en aluminium 5086 de 2, 1 et 0.5 mm d'épais	82
Fig. 2-8 : Evolution des vitesses d'impact au cours de l'essai	83
Fig. 2-9 : Demi-profil résiduel de quelques configurations non-perforées du Groupe 1	83
Fig. 2-10 : Endommagements observés sur la configuration de référence $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$: a) face avant ; b) face arrière	84
Fig. 2-11 : Faciès de rupture sur les faces arrières de : a) $[A_{1+1}]_{200}$; b) $[A_{5 \times 0.5}^*]_{300}$	85
Fig. 2-12 : Zones de striction visibles en peau arrière – exemple pris sur la configuration $[A_{3 \times 1}]_{300}$	85
Fig. 2-13 : Déformations aux conditions limites observées sur les échantillons : a) $[A_{2+1}]_{200}$; b) $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$	86
Fig. 2-14 : Profil résiduel de plaques du cas 2 (3 mm d'épaisseur totale)	87
Fig. 2-15 : Profil résiduel du cas 1	87
Fig. 2-16 : Evolution des vitesses d'impact dans le cas de plaques monolithiques et stratifiées	87
Fig. 2-17 : Echantillon $[A_{3 \times 1}]_{300}$ après impact : a) vue de face ; b) vue de côté	88
Fig. 2-18 : a) Zone arrière endommagée de la configuration $[B_3]_{300}$; b) Cône central détaché de la plaque	89
Fig. 2-19 : Déformation à rupture en fonction de la triaxialité ($\bar{p} < 10^{-3} \text{ s}^{-1}$) – mesures expérimentales et modèles théoriques.....	93
Fig. 2-20 : Déformation à rupture en fonction de la vitesse de déformation – mesures expérimentales et modèles théoriques.....	94
Fig. 2-21 : Modèle géométrique d'impact sur plaques aluminium.....	95
Fig. 2-22 : Cartographie des températures : a) face avant ; b) face arrière	96
Fig. 2-23 : Cartographie du critère de rupture dans les cas : a) $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$; b) $[A_{2/1}]_{300}$; c) $[A_{2+2}]_{200}$	98
Fig. 2-24 : Evolution dans le plan du critère de rupture dans la zone Z1 à la fin de l'impact pour différentes configurations.....	98
Fig. 2-25 : cas $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$: a) modèle ; b) observation après impact ; cas $[A_{1+1}]_{400}$: a) modèle ; b) observation après impact	99
Fig. 2-26 : Evolution des vitesses expérimentales et numériques sur quelques configurations.....	100
Fig. 2-27 : Profils de déformation expérimentaux et numériques.....	101
Fig. 2-28 : Séquences d'impact identifiées par simulation numérique et courbes d'effort-déplacement et de vitesse associées	102
Fig. 2-29 : Evolution du critère de rupture des peaux avant et arrière (face arrière) du cas $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$	103
Fig. 2-30 : Répartition des énergies plastique, élastique et cinétique après impact pour différents cas : a) $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$; b) $[A_{2+1}]_{200}$; c) $[A_{2+2}]_{200}$; d) $[A_{1+1}]_{400}$; e) $[A_{3 \times 1}]_{300}$	105
Fig. 2-31 : Evolution des énergies plastiques volumiques moyennées par zones dans le plan de l'échantillon en fonction du temps.....	105
Fig. 2-32 : Cas $[A_{2+1}^{(1)}]_{400}$: a) Profil résiduel expérimental ; b) Répartition des énergies plastiques volumiques par élément sur la plaque arrière à la fin de l'essai	106
Fig. 2-33 : Cartographie du critère de rupture dans le cas $[A_{1+1}]_{200}$ après 1 ms d'impact.....	107
Fig. 2-34 : Evolution de la vitesse du projectile et séquences d'impact numériques sur le cas $[A_{1+1}]_{200}$	107
Fig. 2-35 : Cartographie du critère de rupture pour $[A_{5 \times 0.5}^*]_{300}$ après 0.25 ms d'impact : a) cas 1 ; b) cas 2	109
Fig. 2-36 : $[A_{2/2}]_{300}$ cas n°2 : a) Répartition de la vitesse de déformation ; b) Critère de rupture F	111
Fig. 2-37 : Evolution du critère de rupture pour les cas : a) $[A_3]_{300}$; b) $[A_{3 \times 1}]_{300}$	112
Fig. 2-38 : Profils résiduels numériques et expérimentaux du cas pour l'échantillon $[A_{2/1}]_{300}$	112
Fig. 2-39 : Profils résiduels numériques et expérimentaux du cas pour l'échantillon $[A_{1/2}]_{300}$	112
Fig. 2-40 : Courbes d'effort en fonction du déplacement du projectile pour les configurations stratifiées et monolithiques : a) Courbe pendant l'impact ; b) Zoom sur le début de l'impact	113

Fig. 2-41 : Evolution des vitesses d'impact expérimentales et numériques pour le test $[A^*_{5 \times 0.5}]_{300}$	114
Tab. 2-1 : Description des matériaux utilisés, représentations et notations choisies	79
Tab. 2-2 : Descriptif des configurations testées à l'impact	80
Tab. 2-3 : Déformations plastiques vraies à rupture en traction quasi-statique sur aluminium 5086-H111	82
Tab. 2-4 : Résultats des essais d'impact sur plaques aluminium	83
Tab. 2-5 : Paramètres de la loi d'écoulement obtenus par essais de traction	95
Tab. 2-6 : Synthèse des résultats d'impact expérimentaux et numériques	97

CHAPITRE III

Fig. 3-1 : Procédés de fabrication du nid d'abeille [HEXCEL]	121
Fig. 3-2 : Repère associé au nid d'abeille et géométrie d'une cellule élémentaire	122
Fig. 3-3 : a) Comportement théorique du nid d'abeille en compression ; b) Courbe expérimentale obtenue pour le nid d'abeille B	123
Fig. 3-4 : Coupe à 45° des déformées après impact de différentes structures : a) $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$; b) $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$; c) $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$; d) Vue en coupe à 90° du cas $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$	127
Fig. 3-5 : Evolution des vitesses d'impact pour différentes configurations de sandwichs et de plaques	128
Fig. 3-6 : Demi-profils d'indentation pour quelques structures sandwichs et plaques aluminium	128
Fig. 3-7 : a) Réaction simultanée des peaux seules ; b) Réaction partiellement découplée avec ajout d'un cœur ; c) Cas de découplage total (cœur épais ou résistant en compression)	130
Fig. 3-8 : Sandwichs après impact ; $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$: a) face avant ; b) face arrière ; c) $[B_2AH_{20}B_2]_{200}$ face avant ...	131
Fig. 3-9 : Formation de la couronne de rupture sur le modèle numérique associé au cas $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$: a) Après 0.075 ms d'impact ; b) après 0.15 ms ; c) Cartographie de Γ sur le profil numérique après 0.45 ms d'impact ; d) Profil expérimental après impact associé	134
Fig. 3-10 : Modèle géométrique de sandwich et conditions limites	135
Fig. 3-11 : a) Maillage des peaux ; b) Maillage et conditions limites du nid d'abeille	136
Fig. 3-12 : Evolution des vitesses expérimentales et numériques (modèle simplifié) sur le cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$	137
Fig. 3-13 : Evolution du critère de rupture dans les peaux aluminium – modèle numérique simplifié appliqué à l'essai $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$: a) $t=0.05$ ms ; b) $t=0.15$ ms ; c) $t=0.2$ ms ; d) $t=0.85$ ms	138
Fig. 3-14 : Effet de la vitesse de sollicitation sur le comportement en traction de l'aluminium 3003 [GUO, 2011]	140
Fig. 3-15 : Géométrie et conditions limites du modèle mésoscopique – exemple du nid d'abeille B	141
Fig. 3-16 : Comportement d'une cellule élémentaire en fonction de la vitesse de compression : a) Nid d'abeille A (10 mm) ; b) Nid d'abeille B (20 mm)	142
Fig. 3-17 : Compression d'une cellule de nid d'abeille B à : a) 12 m/s ; b) 60 m/s ; c) 120 m/s	143
Fig. 3-18 : Principe de l'essai de compression dynamique	145
Fig. 3-19 : a) Projectile avant impact ; b) Projectile après impact à 150 m/s ; c) Projectile après impact à 96.5 m/s	146
Fig. 3-20 : Modèle de compression dynamique : géométrie et conditions limites	147
Fig. 3-21 : Evolution de la vitesse numérique et expérimentale du projectile ; déplacement u_z dans l'épaisseur après impact sur le modèle numérique	147
Fig. 3-22 : Cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$: a) Profil expérimental ; Modèle après 1.5 ms : b) $V_{ini}=120$ m/s ; c) $V_{ini}=122.5$ m/s ; Cas $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$: d) Profil expérimental ($V_{ini}=125.3$ m/s) ; Modèle après 1.5 ms (fin de l'impact) : e) $V_{ini} = 125.3$ m/s ; f) $V_{ini}=127$ m/s	151
Fig. 3-23 : Déformées prédites par le modèle numérique après 0.375 ms d'impact à : a) 120 m/s ; b) 127 m/s	153
Fig. 3-24 : Evolution des vitesses pour les cas $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$ et modèles numériques associés	153
Fig. 3-25 : Profils résiduels expérimental $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et numérique à 120 m/s	154
Fig. 3-26 : a-e) Répartition des énergies des modèles numériques basés sur les exemples expérimentaux $[A_2AH_{20}A_2^{(1)}]_{200}$ et $[A_2AH_{20}A_2^{(2)}]_{200}$; f) Cas de référence de peaux seules associé $[A_{2+2}]_{200}$	154
Fig. 3-27 : Evolution des vitesses numériques et expérimentales des cas $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$, $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$	156

Fig. 3-28 : Cartographie du critère de rupture dans les peaux après 0.8ms d'impact ; cas : a) $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$; b) $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$; Cas $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$ après : c) 0.8 ms ; d) 1.5 ms	157
Fig. 3-29 : Profils résiduels numériques et expérimentaux des cas $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$ et $[A_2AH_{10}A_2]_{200}$	157
Fig. 3-30 : Courbes de compression numériques en fonction de la vitesse pour le nid d'abeille C	159
Fig. 3-31 : Evolution de la vitesse du projectile sur le cas $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$ avec nid d'abeille A et C	160
Fig. 3-32 : Cartographie du critère de rupture des peaux : a) Nid d'abeille A ; b) Nid d'abeille C	161
Fig. 3-33 : Répartition des énergies totales dans le nid d'abeille A et C sur l'impact de $[A_2AH_{10}A_1]_{300}$	161
Fig. 3-34 : Influence de la taille d'éprouvette et sur l'épaisseur de la peau arrière sur l'évolution des vitesses d'impact	163
Fig. 3-35 : Répartition des énergies d'impact sur sandwichs à épaisseur de peau arrière et dimensions variables ...	163
Fig. 3-36 : Profils numériques après 0.8 ms d'impact pour les cas : a) $[A_2AH_{20}A_1]_{200}$; b) $[A_2AH_{20}A_1]_{300}$; c) $[A_2AH_{20}A_2]_{200}$; d) $[A_2AH_{20}A_2]_{300}$	164
Tab. 3-1 : Caractéristiques morphologiques des nids d'abeille étudiés [HEXCEL]	122
Tab. 3-2 : Paramètres du modèle de compression obtenus pour les nids d'abeille A et B	124
Tab. 3-3 : Descriptif des structures et sandwichs aluminium testés à l'impact	125
Tab. 3-4 : Résultats des essais d'impact sur sandwichs et structures aluminium	125
Tab. 3-5 : Paramètres du modèle de Cowper-Sydmonds identifiés à partir des courbes expérimentales de Guo et al. [GUO, 2011] pour l'aluminium 3003	140
Tab. 3-6 : Energies volumiques dissipées pour les deux nids d'abeille en fonction de la vitesse	143
Tab. 3-7 : Résultats des essais d'impact expérimentaux et numériques sur sandwichs aluminium	150
Tab. 3-8 : Energies volumiques dissipées pour les nids d'abeille A, B et C en fonction de la vitesse	159
Tab. 3-9 : Résultats des essais d'impact numériques sur différentes géométries testées à 125 m/s	162

CHAPITRE IV

Fig. 4-1 : Motifs de tissage étudiés : a) Sergé 2/2 ; b) Taffetas ; c) Composition d'un fil de tissu	172
Fig. 4-2 : Fils principaux et secondaires : illustration sur un cas d'impact	173
Fig. 4-3 : Comportement en traction de fils de chaîne et de trame (Twaron) pour un tissu sergé [TAN, 2005]	174
Fig. 4-4 : a) Conditions limites réelles et longueur additionnelle du fil ; b) Condition d'essai choisies pour des panneaux de taille réduite	175
Fig. 4-5 : Evolution de la vitesse du projectile pour des échantillons de 200 mm de côté	178
Fig. 4-6 : Profils d'indentation résiduelle pour les configurations de 200 mm de côté	179
Fig. 4-7 : Vues après impact de composites résinés : a) carbone/PPS face arrière ; b) aramide/Redux (face arrière de $[TR_{16}^1AH_{20}A_2]_{200}$) ; c) aramide/époxy face avant	180
Fig. 4-8 : Echantillon $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (tissage sergé) après impact : a) endommagement de la peau avant ; b) zoom	181
Fig. 4-9 : Echantillon $[H_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ (tissage taffetas) après impact : a) endommagement de la peau avant ; b) zoom	182
Fig. 4-10 : Phénomène de glissement des fils principaux pour des plis orientés à : a) $0/90^\circ$; b) $\pm 45^\circ$	183
Fig. 4-11 : Structure $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ après impact : a) Vue de face ; b) Vue de profil	184
Fig. 4-12 : Echantillon $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ après impact : a) endommagement de la peau avant ; b) zoom face avant ...	185
Fig. 4-13 : Vue de face partielle des sept premiers plis de la configuration $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$	186
Fig. 4-14 : Zones résinées autour des points de couture sur les plis 5 et 6	186
Fig. 4-15 : Configuration supplémentaire basée sur le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ avec un quadrillage de 10 mm de côté pour la couture : a) endommagement face avant ; b) zoom face avant	188
Fig. 4-16 : Piste d'investigation sur le couplage entre peau avant en tissus et un cœur en nid d'abeille de différentes épaisseurs	190
Fig. 4-17 : Evolution de la vitesse du projectile pour les échantillons de 300 mm de côté plus le cas $[T_{16}AH_{10}A_2]_{200}$ pour la comparaison	191
Fig. 4-18 : Profils d'indentation résiduelle pour les configurations de 300 mm de côté	191
Fig. 4-19 : Endommagements de la peau avant de la configuration $[T_{12}AH_{30}A_1]_{300}$	193
Fig. 4-20 : Endommagements de la peau avant de la configuration $[P_{12}AH_{30}A_1]_{300}$	193

Fig. 4-21 : Vue en coupe et isométrique des tissages 3D testés à l'impact : a) Tissage diagonal ; b) Tissage couche à couche dégressif ; c) Tissage couche à couche type toile sans renfort.....	195
Fig. 4-22 : Vue du sandwich avec interlock à tissage : a) couche à couche dégressif ; b) diagonal	196
Fig. 4-23 : Evolution de la vitesse du projectile pour sandwichs à peau avant interlock et cas de référence associés	197
Fig. 4-24 : Endommagements de la structure $[I3_5AH_{30}A_1]_{300}$ (interlock couche à couche type toile sans renfort) ..	198
Fig. 4-25 : Endommagement du sandwich dans la zone d'impact ; Interlock : a) I1 ; b) I2 ; c) I3	199
Fig. 4-26 : a) Face inférieure des structures Interlock ; b) Endommagement du nid d'abeille	199
Fig. 4-27 : Géométrie théorique des tissus réels : a) Tissage sergé ; b) Tissage taffetas	204
Fig. 4-28 : a) Section de fil réelle ; b) Section de fil réelle déformée ; c) Section circulaire (modèle)	205
Fig. 4-29 : Géométrie du tissu numérique après hypothèses et simplifications : a) Tissage sergé ; b) Tissage taffetas	205
Fig. 4-30 : Superposition des éléments barre et poutre reprenant le comportement en traction et en flexion du fil réel	207
Fig. 4-31 : Géométrie d'un croisement unitaire de sergé et de taffetas et efforts appliqués	208
Fig. 4-32 : Fils de chaîne et de trame extraits d'un tissu sergé [TAN, 2005]	209
Fig. 4-33 : Principe et étapes de la mise en pli	210
Fig. 4-34 : Type d'éprouvette testée lors de l'essai d'arrachage et montage expérimental	211
Fig. 4-35 : Courbe d'effort en fonction du déplacement obtenue en arrachage quasi-statique	212
Fig. 4-36 : Etapes identifiées lors de l'arrachage : a) mise en tension des fils principaux et secondaires ; b) glissement des fils principaux et relaxation des fils secondaires	213
Fig. 4-37 : Géométrie du modèle d'arrachage quasi-statique et conditions limites appliquées	214
Fig. 4-38 : Cartographie des contraintes après mise en pli : a) éléments barres ; b) éléments poutres ; c) Repositionnement des nœuds après mise en pli et cartographie des contraintes en traction dans les barres au début du chargement.....	215
Fig. 4-39 : Effort en fonction du déplacement pour l'essai d'arrachage quasi-statique et modèle numérique.....	216
Fig. 4-40 : Déformées de l'essai d'arrachage obtenues pour $\mu_{CS}=0.17$: a) $E^P=5MPa$; b) $E^P=8MPa$	217
Fig. 4-41 : Montage expérimental d'arrachage quasi-statique avec mesure de la tension des fils secondaires	218
Fig. 4-42 : Effort d'arrachage T en fonction du déplacement obtenu sur tissus sergé et taffetas	219
Fig. 4-43 : Effort de tension des fils secondaires T_S en fonction du déplacement obtenu sur tissus sergé et taffetas	219
Fig. 4-44 : Géométrie de l'éprouvette d'arrachage dynamique	222
Fig. 4-45 : Montage expérimental et éprouvette propre aux essais d'arrachage dynamique	222
Fig. 4-46 : Images de la caméra rapide au cours de l'impact : visualisation du glissement des fils principaux.....	223
Fig. 4-47 : a) Fils principaux arrachés après impact ; b) zoom sur les fils arrachés du premier pli de tissu	224
Fig. 4-48 : Conditions limites du modèle d'arrachage dynamique	224
Fig. 4-49 : Vues de la zone 1 : a) Plis 1 et 12, $t=0.2$ ms ; b) Plis 1 et 12, $t=1$ ms	226
Fig. 4-50 : Evolution de la vitesse expérimentale et numérique du projectile	227
Fig. 4-51 : Position expérimentale et numérique des extrémités des fils primaires (zone 2) à temps d'impact donnés	228
Fig. 4-52 : a) déplacement moyen ; b) vitesse de glissement moyenne ; données numériques et expérimentales obtenues à partir des mesures sur les 7 premiers fils principaux	229
Fig. 4-53 : Cartographie des déformations longitudinales et contraintes longitudinales dans les éléments barre à différents instants d'impact (cas où $\mu_{CD}=0.08$ et $E^P=2MPa$)	230
Fig. 4-54 : Evolution des énergies dans les tissus au cours de l'impact	231
Fig. 4-55 : Répartition des énergies par pli à $t=0.4$ ms ; énergie : a) cinétique ; b) déformation élastique	232
Fig. 4-56 : Modèle d'impact défini sur la base de l'essai $[T_8AH_{10}A_2]_{200}$ (en cours d'étude).....	234
Tab. 4-1 : Paramètres des tissus aramides utilisés.....	172
Tab. 4-2 : Descriptif des structures testées à l'impact : références de peaux et sandwichs tout aluminium et sandwichs avec peau avant composite.....	176
Tab. 4-3 : Résultats d'impact pour les sandwichs à peau avant composites et configurations aluminium de référence	178
Tab. 4-4 : Distances de glissement moyennes mesurées sur les premiers plis de tissu (côté impact).....	186
Tab. 4-5 : Descriptif des structures interlocks testées à l'impact.....	195
Tab. 4-6 : Descriptif des structures à peau avant interlock et références associées	196

Tab. 4-7 : Résultats d'impact sur structures sandwiches avec peau interlock à l'avant et cas de référence associés	197
Tab. 4-8 : Paramètres géométriques et matériaux des tissus étudiés : grandeurs réelles et numériques	208

CHAPITRE V

Fig. 5-1 : a) Procédé de fabrication et visualisation des structures de tôle pliée ; b) Structure ULSAP	240
Fig. 5-2 : a) Cœur enchevêtré obtenu après polymérisation ; b) Visualisation au microscope des pontages de résine entre les fibres [MEZEIX, 2010]	241
Fig. 5-3 : Consolidation des nappes par : a) aiguilletage [KAMATH, 2004] ; b) hydroliage [SCHWARTZ, 2008]	241
Fig. 5-4 : Courbe de compression théorique	242
Fig. 5-5 : Courbes de compression du nid d'abeille B et d'un non-tissé non résiné simple [AMIOT, 2011]	243
Fig. 5-6 : Profil d'une structure non-tissée non résinée : a) simple ; b) stratifiée	244
Fig. 5-7 : Evolution des vitesses d'impact pour les sandwichs à peau aluminium et différentes structures de cœur	246
Fig. 5-8 : Profils résiduels de structures sandwiches avec peaux aluminium et différentes structures de cœur	247
Fig. 5-9 : Endommagement du sandwich avec cœur de type tôle pliée, $[A_2T_{10}A_1]_{200}$: a) Face avant ; b) Profil et zoom ; c) zoom de l'endommagement face avant	248
Fig. 5-10 : Endommagement du sandwich avec cœur de type ULSAP, $[A_2U_{20}A_1]_{300}$: a) Face arrière ; b) Face avant ; c) zoom de l'endommagement face avant	249
Fig. 5-11 : Endommagement du sandwich avec cœur non-tissé résiné (Silicone), $[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(4)}]_{300}$: a) Face avant ; b) Profil et zoom ; c) zoom de l'endommagement face avant	250
Fig. 5-12 : Endommagement du sandwich avec cœur non-tissé simple résiné, $[A_2NW^{+R}_{6.5}A_1^{(1)}]_{300}$: a) Face avant ; b) Face arrière ; c) vue en coupe zoomée sous le projectile	251
Fig. 5-13 : Vues du sandwich $[A_2NW_{20}A_1]_{300}$: a) face avant ; b) bord de l'échantillon ; c) face arrière ; d) Vue en coupe au niveau du point d'impact	252
Fig. 5-14 : Vues du sandwich $[A_2NW_{11.5}A_1]_{300}$: a) Face avant ; b) Vue en coupe au niveau du point d'impact	252
Fig. 5-15 : Scénarii d'impact sur structures sandwiches avec un cœur à faible et haute résistance mécanique	254
Fig. 5-16 : Evolution des vitesses d'impact pour des sandwichs à peau avant en tissus secs cousus et différents cœurs	258
Fig. 5-17 : Echantillon $[P_{12}F_{30}A_1]_{300}$ après impact : a) Vue de face ; b) Zoom sur les bords face avant ; c) Zoom sur le centre face avant ; d) Zoom sur le glissement des mèches ; e) Zoom face arrière	260
Fig. 5-18 : Echantillon $[P_{16}F_{20}A_1]_{300}$ après impact : a) Vue de face ; b) Vue de côté ; c) Vue de la mousse en face arrière	262
Fig. 5-19 : Echantillon $[P_{16}NH_{30}A_1]_{300}$ après impact : a) Vue de face ; b) Vue de côté ; Echantillon $[P_{18}NH_{20}A_1]_{300}$: c) Vue de face ; d) Vue de côté	263
Fig. 5-20 : Echantillon $[P_{16}EF_{20}A_1]_{300}$ après impact : a) Vue de face ; b) Vue de côté ; c) Arrière de l'échantillon	264
Fig. 5-21 : Echantillon $[I_2NW_{11.5}A_1]_{300}$ après impact : a) Vue de côté ; b) Vue de face	265
Fig. 5-22 : Scénarii d'impact sur structures sandwiches avec un cœur à faible résistance mécanique et un cœur élaboré à partir d'un matériau fragile ; Association avec des peaux aluminium ou en tissus	266
Fig. 5-23 : Evaluation des structures de 300 mm de côté sur la base de l'énergie cinétique initiale rapportée à la densité surfacique	271
Fig. 5-24 : Evaluation des structures de 300 mm de côté sur la base de l'énergie cinétique initiale rapportée à l'indentation maximale	272
Fig. 5-25 : Synthèse de certains cas de figure rencontrés lors des essais d'impact sur structures sandwiches	274
Tab. 5-1 : Propriétés mécaniques des cœurs testés avec peaux aluminium	243
Tab. 5-2 : Descriptif des configurations testées à l'impact	245
Tab. 5-3 : Résultats d'impact des structures sandwiches à peau aluminium avec différentes structures de cœur	246
Tab. 5-4 : Descriptif des sandwichs avec peaux en tissus secs cousus et différentes structures de cœur	256
Tab. 5-5 : Résultats d'impact des sandwichs avec peau avant en tissus secs et différentes structures de cœur	258

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [ABRATE, 1997] : S. Abrate. Localized Impact on Sandwich Structures with Laminated Facings, *Appl. Mech. Rev.* 50(2), 1997: 69-82.
- [ABRATE, 1998] : S. Abrate. Impact on composite structures, Cambridge University Press, 1998.
- [AHMAD, 2008] : M.R. Ahmad, W.Y.W. Ahmad, J. Salleh, A. Samsuri. Effect of fabric stitching on ballistic impact resistance of natural rubber coated fabric systems. *Mater. Des.* 29 2008: 1353-1358.
- [AIREX] : Airex® C70, Universal Structural Foam. Data Sheet 07.2011.
- [AKIL, 2002] : H.M. Akil. PhD thesis, University of Liverpool, 2002.
- [ALLAOU, 2011] : S. Allaoui, P. Boisse, S. Chatel, N. Hamila, G. Hivet, D. Soulat, E. Vidal-Salle. Experimental and numerical analyses of textile reinforcement forming of a tetrahedral shape. *Composites Part A* 42, 2011: 612-622.
- [AMINANDA, 2004] : Y. Aminanda. Contribution à l'analyse et à la modélisation de structures sandwichs impactées. Thèse de doctorat, 2004.
- [AMIOT, 2011] : M. Amiot, A. Kolopp, A. Perwuelz, M. Lewandowski. Development of 3D textile structures for impact-related applications. *EUROMAT*. Montpellier, 2011.
- [ANDERSON, 2000] : T. Anderson, E. Madenci. Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of sandwich composites. *Compos. Struct.* 50, 2000: 239-47.
- [ARIAS, 2008] : A. Arias, J.A. Rodríguez-Martínez, A. Rusinek. Numerical simulations of impact behaviour of thin steel plates subjected to cylindrical, conical and hemispherical non-deformable projectiles. *Eng. Fracture Mech.* 75, 2008: 1635-1656.
- [ASADI, 2006] : M. Asadi, H. Shirvani, E. Sanaei, M. Ashmead. A simplified model to simulate crash behavior of honeycomb. *Proceedings of the International Conference of Advanced Design and Manufacture*. Harbin, China, 2006
- [BAO, 2005] : Y. Bao, T. Wierzbicki. On the cut-off value of negative triaxiality for fracture. *Eng. Fracture Mech.* 72, 2005: 1049-1069.
- [BARTUS, 2005] : S.D. Bartus, U.K. Vaidya. Performance of long fiber reinforced thermoplastics subjected to transverse intermediate velocity blunt projectile impact. *Compos. Struct.*, 2005: 263-277.
- [BAZHENOV, 1997] : S. Bazhenov. Dissipation of energy by bulletproof aramid fabric. *J. Mater. Sci.* 32, 1997: 4167-4173.
- [BEN-DOR, 1999] : G. Ben-Dor, A. Dubinsky, T. Elperin. On the order of plates providing the maximum ballistic limit velocity of a layered armor. *Int. J. Impact Eng.* 22, 1999: 741-755.
- [BILISIK, 2011] : K. Bilisik. Properties of yarn pull-out in para-aramid fabric structure and analysis by statistical model. *Composites Part A* 42, 2011: 1930-1942.
- [BOISSE, 2006] : P. Boisse, B. Zouari, J-L. Daniel. Importance of in-plane shear rigidity in finite element analyses of woven fabric composite preforming. *Composites Part A* 37(12), 2006: 2201-2212.
- [BØRVIK, 2001] : T. Børvik, O.S. Hopperstad, T. Berstad, M. Langseth. *Eur. J. Mechan. A/Solids* 20. 2001: 685.

- [BØRVIK, 2002(1)] : T. Børwick, O.S. Hopperstad, T.Berstad, M.Langseth. Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat, hemispherical and conical noses - Part I: Experimental Study. *Int. J. Impact Eng.* 27, 2002: 19-35.
- [BØRVIK, 2002(2)] : T. Børwick, O.S. Hopperstad, T.Berstad, M.Langseth. Perforation of 12 mm thick steel plates by 20 mm diameter projectiles with flat, hemispherical and conical noses - Part II: Numerical simulations. *Int. J. Impact Eng.* 27, 2002: 37-64.
- [BØRVIK, 2004] : T. Borvik, A.H. Clausen, O.S. Hopperstad, M. Langseth. Perforation of AA5083-H116 aluminium plates with conical-nose steel projectiles - Experimental study. *Int. J. Impact Eng.* 30, 2004: 367-384.
- [BOUSSU, 2007] : F. Boussu, V. Begus, X. Flambard, X. Legrand. Une nouvelle solution textile pour le renforcement des structures composites utilisées en protection balistique - Application au blindage de véhicule terrestre et aéroporté. *Textiles à Usage Techniques* 65, 2007: 24-26.
- [BRISCOE, 1990] : B.J. Briscoe, F. Motamedi. Role of interfacial friction and lubrication in yarn and fabric mechanics. *Text. Res. J.* 60(12), 1990: 697-708.
- [BRISCOE, 1992] : B.J. Briscoe, F. Motamedi. The ballistic impact characteristics of aramid fabrics: the influence of interface friction. *Wear* 158(1-2), 1992: 229-47.
- [BUITRAGO, 2010] : B.L. Buitrago, C. Santiuste, S. Sánchez-Sáez, E. Barbero, C. Navarro. Modelling of composite sandwich structures with honeycomb core subjected to high-velocity impact. *Compos. Struct.* 92(9), 2010: 2090-2096.
- [CAMACHO, 1997] : G.T. Camacho, M. Ortiz. Adaptive Lagrangian modeling of ballistic penetration of metallic targets. *Comput. Meth. Appl. Mech. Eng.* 142, 1997: 269-301.
- [CASTANIE, 2008] : B. Castanie, C. Bouvet, Y. Aminanda, J.-J. Barrau, P. Thevenet. Modelling of low-energy/low-velocity impact on Nomex honeycomb sandwich structures with metallic skins. *Int. J. Impact Eng.* 35, 2008: 620-634.
- [CHEESEMAM, 2003] : B.A. Cheeseman, T.A. Bogetti. Ballistic impact into fabric and compliant composite laminates. *Compos. Struct.* 61, 2003: 161-173.
- [CHI, 2010] : Y. Chi, G.S. Langdon, G.N. Nurick. The influence of core height and face plate thickness on the response of honeycomb sandwich panels subjected to blast loading. *Mater. Des.* 31, 2010: 1887-1899.
- [CHITRANGAD, 1993] : Chitrangad. Hybrid ballistic fabric. *United States Patent* 5, 187, 003, 1993.
- [CHITRANGAD, 1994] : Chitrangad. Ballistic structure. *United States Patent* No.5,275,873, 1994.
- [CHOCRON, 2010] : S. Chocron, E. Figueroa, N. King, T. Kirchdoerfer, A.E. Nicholls, E. Sagebiel, C. Weiss, C.J. Freitas. Modeling and validation of full fabric targets under ballistic impact. *Compos. Sci. Technol.* 70, 2010: 2012-2022.
- [CHOI, 2006] : I. H. Choi. Contact force history analysis of composite sandwich plates subjected to low-velocity impact. *Compos. Struct.*, 2006.
- [CHRISTOPHERSON, 2005] : J. Christopherson, M. Mahinfalah, G. Nakhaie Jazar, M. Rastgaar Aagaah. An investigation on the effect of a small mass impact on sandwich composite plates. *Compos. Struct.* 67, 2005: 299-306.
- [CLAUSEN, 2004] : A.H. Clausen, T. Børvik, O.S. Hopperstad, A. Benallal. Flow and fracture characteristics of aluminium alloy AA5083-H116 as function of strain rate, temperature and triaxiality. *Mat. Sci. Eng. A-Struct.* A364, 2004: 260-272.

[COCKCROFT, 1968] : M.G. Cockcroft, D.J. Latham. Ductility and the workability of metals. *J. Inst. Metals* 96, 1968: 9-33.

[CORBETT, 1996] : G.G. Corbett, S.R. Reid, W. Johnson. Impact loading of plates and shells by free-flying projectiles: A review. *Int. J. Impact Eng.* 18, 1996: 141-230.

[CORRAN, 1983] : R.S.J. Corran, P.J. Shadbolt, C. Ruiz. Impact loading of plates an experimental investigation. *Int. J. Imp. Eng.* 1, 1983: 3-22.

[CRUPI, 2012] : V. Crupi, G. Epasto, E. Guglielmino. Collapse modes in aluminium honeycomb sandwich panels under bending and impact loading. *Int. J. Impact Eng.* 43, 2012: 6-15.

[CUNNIFF, 1992] : P.M. Cunniff. "An analysis of the system effects of woven fabrics under ballistic impact." *Text. Res. J.* 62(9), 1992: 495-509.

[DAVID-WEST, 2008] : O.S. David-West, N.V. Alexander, D.H. Nash, W.M. Banks. Energy absorption and bending stiffness in CFRP laminates: The effect of 45° plies. *Thin-Walled Structures* 46(7-9), 2008: 860-869.

[DE LUYCKER, 2009] : E. De Luycker, F. Morestin, P. Boisse, D. Marsal. Simulation of 3D interlock composite preforming. *Compos. Struct.* 88, 2009: 615-623.

[DEAN, 2008] : J. Dean, A.S. Fallah, P.M. Brown, L.A. Louca, T.W. Clyne. Energy absorption during projectile perforation of lightweight sandwich panels with metallic fibre cores. *8th International Conference on Sandwich Structures* . Porto, 2008.

[DEAN, 2011] : J. Dean, A. S-Fallah, P.M. Brown, L.A. Louca, T.W. Clyne. Energy absorption during projectile perforation of lightweight sandwich panels with metallic fibre cores. *Compos. Struct.* 93, 2011: 1089–1095.

[DESHPANDE, 2000] : V. Deshpande, N. Fleck. High strain rate compressive behaviour of aluminium alloy foams. *Int. J. Impact Eng.* 24, 2000: 277–298.

[DEY, 2007] : S. Dey, T. Børvik, X. Teng, T. Wierzbicki, O.S. Hopperstad. On the ballistic resistance of double-layered steel plates: An experimental and numerical investigation . *Int. J. Solids. Struct.* 44 (2007): 6701-6723.

[DHARMASENA, 2007] : K.P. Dharmasena, H.N.G. Wadley, Z. Xue, J.W. Hutchinson. Mechanical response of metallic honeycomb sandwich panel structures to high-intensity dynamic loading. *Int. J. Impact Eng.* 35, 2008: 1063-1074.

[DONG, 2009] : Z. Dong, C.T. Sun. Testing and modeling of yarn pull-out in plain woven Kevlar fabrics. *Compos. A* 40, 2009: 1863-1869.

[DOYOYO, 2003] : M. Doyoyo, D. Mohr. Microstructural response of aluminum honeycomb to combined out-of-plane loading. *Mech. Mater* 35, 2003: 865-876.

[DUAN, 2005] : Y. Duan, M. Keefe, T.A. Bogetti, B.A. Cheeseman. Modeling friction effects on the ballistic impact behavior of a single-ply high-strength fabric. *Int. J. Impact Eng.* 31, 2005: 996-1012.

[DUAN, 2006] : Y. Duan, M. Keefe, T.A. Bogetti, B.A. Cheeseman, B. Powers. A numerical investigation of the influence of friction on energy absorption by a high-strength fabric subjected to ballistic impact. *Int. J. Impact Eng.* 32, 2006: 1299-1312.

[ELNASRI, 2007] : I. Elnasri. Comportement de matériaux cellulaires sous impact et de panneaux sandwichs sous perforation dynamique. Thèse de doctorat, 2007.

[EVANS, 1998] : A.G. Evans, J.W. Hutchinson, M.F. Ashby. Cellular metals. *Solid State Mater. Sci.* 3, 1998: 288-303.

[FAA/AR-99/49]. Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structures.

[GARDNER, 2012] : N. Gardner, E. Wang, A. Shukla. Performance of functionally graded sandwich composite beams under shock wave loading. *Compos. Struct.* 94, 2012: 1755–1770.

- [GIBSON, 1997] : L.J. Gibson, M.F. Ahsby. *Cellular solids: Structure and properties*. Cambridge: 2nd édition Cambridge University Press, 1997.
- [GILIOLI, 2012] : A. Gilioli, A. Manes, M. Giglio. Virtual test of low-velocity impact on sandwich panels with Al2024 aluminium skins and honeycomb Nomex core. *Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures*. 2012.
- [GOLDSMITH, 1997] : W. Goldsmith, G. Wang, K. Li, D. Crane. Perforation of cellular sandwich plates. *Int. J. Impact Eng.* 19(5-6), 1997: 361-379.
- [GREDIAC, 1993] : M. Grediac. A finite element study of the transverse shear in honeycomb cores. *Int. J. Solids Struct.* 30, 1993: 1777-1788.
- [GRYTEN, 2009(1)] : F. Grytten, T. Børvik, O.S. Hopperstad, M. Langseth. Low velocity perforation of AA5083-H116 aluminium plates. *Int. J. Impact Eng.* 36, 2009: 597-610.
- [GRYTEN, 2009(2)] : F. Grytten, T. Børvik, O.S. Hopperstad, M. Langseth. Quasi-static perforation of thin aluminium plates. *Int. J. Impact Eng.* 36, 2009: 486-497.
- [GUO, 2011] : W.G. Guo, X.Q. Zhang, J. Su, Y. Su, Z.Y. Zeng, X.J. Shao. The characteristics of plastic flow and a physically-based model for 3003 Al-Mn alloy upon a wide range of strain rates and temperatures. *Eur. J. Mech. A-Solid* 30(1), 2011: 54-62.
- [GUPTA, 2007] : N.K. Gupta, M.A. Iqbal, G.S. Sekhon. Effect of projectile nose shape, impact velocity and target thickness on deformation behavior of aluminum plates. *Int. J. Solids Struct.* 44 (2007): 3411-3439.
- [HA-MINH, 2011] : C. Ha-Minh, T. Kanit, F. Boussu, A. Imad. Numerical multi-scale modeling for textile woven fabric against ballistic impact. *Comput. Mater. Sci.* 50, 2011: 2172-2184.
- [HASSAN, 2012] : M.Z. Hassan, W.J. Cantwell. The influence of core properties on the perforation resistance of sandwich structures – An experimental study . *Composites Part B* , 2012.
- [HEIMBS, 2007] : S. Heimbs, S. Schmeer, P. Middendorf, M. Maier. Strain rate effects in phenolic composites and phenolic-impregnated honeycomb structures. *Compos. Sci. Tech.* 67, 2007: 2827–2837.
- [HEIMBS, 2010] : S. Heimbs, J. Cichosz, M. Klaus, S. Kilchert, A.F. Johnson. Sandwich structures with textile-reinforced composite foldcores under impact loads. *Compos. Struct.* 92(6), 2010: 1485-1497.
- [HEXCEL(2)]. HexForce reinforcements : woven fabrics, unidirectional fabrics, glass, carbon, aramid, hybrids. Technical fabrics handbook.
- [HEXCEL] . HexWeb™, Honeycomb Attributes and Properties. Data sheet.
- [HOO FATT, 2003] M.S. Hoo Fatt, C. Lin, D.M. Revilock Jr., D.A. Hopkins. Ballistic impact of GLARE fiber–metal laminates. *Compos. Struct.* 61, 2003: 73-88.
- [HOO FATT, 2010] M.S. Hoo Fatt, D. Sirivolu. A wave propagation model for the high velocity impact response of a composite sandwich panel. *Int. J. Impact Eng.* 37, 2010: 117-130.
- [HORSFALL, 2000] : I. Horsfall, S.J. Austin, W. Bishop. Structural ballistic armour for transport aircraft. *Mater. Design* 21 , 2000: 19-25.
- [HOU, 2011] : B. Hou, A. Ono, S. Abdennadher, S. Pattofatto, Y.L. Li, H. Zhao. Impact behavior of honeycombs under combined shear-compression. Part I: Experiments. *Int. J. Solids Struct.* 48, 2011: 687-697.
- [IQBAL, 2008] : M.A. Iqbal, N.K. Gupta. Energy absorption characteristics of aluminium plates subjected to projectile impact. *Latin American Journal of Solids and Structures* 5, 2008: 259-287.

[IQBAL, 2010] : M.A. Iqbal, A. Chakrabarti, S. Beniwal, N.K. Gupta. 3D numerical simulations of sharp nosed projectile impact on ductile targets. *Int. J. Impact Eng.* 37, 2010: 185-195.

[IVÁÑEZ, 2011] : I. Ivañez, C. Santiuste, E. Barbero, S. Sanchez-Saez. Numerical modelling of foam-cored sandwich plates under high-velocity impact. *Compos. Struct.* 93, 2011: 2392–2399.

[JOHNSON, 1972] : W. Johnson. *Impact strength of materials*. Edward Arnold, 1972.

[JOHNSON, 1985] : G.R. Johnson, W.H. Cook. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures. *Eng. Fract. Mech.* 21, 1985: 31-48.

[JOO, 2007] : K.Joo, T.J. Kang. Numerical Analysis of Multi-ply Fabric Impacts. *Text. Res. J.* 77(6), 2007: 359-368.

[JOO, 2008] : K. Joo, T.J. Kang. Numerical analysis of energy absorption mechanism in multi-ply fabric impacts. *Text. Res. J.* 78(7), 2008: 561-576.

[KAMATH, 2004] : M.G. Kamath, A. Dahiya, R.R. Hedge. *Needle punched nonwovens*. April 2004. <http://www.engr.utk.edu/mse/Textiles/Needle Punched Nonwovens.html> (accès le 2012).

[KARAHAN, 2008] : M. Karahan, A. Kus, R. Eren. An investigation into ballistic performance and energy absorption capabilities of woven aramid fabrics. *Int. J. Impact Eng.* 35, 2008: 499-510.

[KLINWORTH, 1988] : J. Klinworth, W. Stronge. Elasto-plastic yield limits and deformation laws for transversely crushed honeycombs . *Int. J. Mech. Sci.* 30, 1988: 273-292.

[LAMBERT, 2001] : M. Lambert, F.K. Schafer, T. Geyer. Impact damage on sandwich panels and multi-layer insulation. *Int. J. Impact Eng.* 26, 2001: 369-380.

[LARSSON, 2002] : F. Larsson, L. Svensson. Carbon, polyethylene and PBO hybrid fibre composites for structural lightweight armour. *Composites Part A* 33, 2002: 221-231.

[LAVIELLE, 1991] : L. Lavielle. Polymer–polymer friction: relation to adhesion. *Wear*, 1991: 63-75.

[LEE, 2001] : B.L. Lee, T.F. Walsh, S.T. Won, H.M. Patts, J.W. Song, A.H. Mayer. Penetration failure mechanisms of armor-grade fiber composites under impact. *J. Comp. Mater.* 35(18), 2001: 1605-1633.

[LEFEBVRE, 2009] : M. Lefebvre, F. Boussu,. High capacity of energy absorption impact of multi-layer structures application to aramid interlock fabric. *Word textile Conference 26-28 Mai 2009*. 2009.

[LEVY, 1984] : N. Levy, W. Goldsmith. Normal impact and perforation of thin plates resulting from projectile impact. *Int. J. Impact Eng.* 2, 1984: 299-324.

[LIM, 2002] : C.T.Lim, V.B.C. Tan, C.H. Cheong. Perforation of high-strength double-ply fabric system by vary shaped projectiles. *Int. J. Impact Eng.* 27, 2002: 577-591.

[LIM, 2003] : C.T. Lim, V.P.W. Shim, Y.H. Ng. Finite-element modeling of the ballistic impact of fabric armor. *Int. J. Impact Eng.* 28, 2003: 13-31.

[MAHFUZ, 2006] : H. Mahfuz, T.T.V. Rangari, S. Jeelani. On the dynamic response of sandwich composites and their core materials . *Compos.s Sci. Technol.* 66, 2006: 2465–2472.

[MARROM, 1979] : I. Marrom, S.R. Bodner. Projectile perforation of multi-layered beams. *Int. J. Mech. Sci.* 21, 1979: 489-504.

[MARTINEZ, 1993] : M.A. Martinez, C. Navarro, R. Cortes, J. Rodriguez, V. Sanchez-Galvez. Friction and wear behaviour of Kevlar fabrics 28(5). *J. Mater. Sci.* , 1993: 1305-1311.

[MEZEIX, 2009] : L. Mezeix, C. Bouvet, J. Huez, D. Poquillon. Mechanical behavior of entangled fibers and entangled cross-linked fibers during compression. *J. Mater. Sci.* (44), 14, 2009: 3652-3661.

[MEZEIX, 2010] : L. Mezeix. Développement de matériaux d'âme pour structures sandwich à base de fibres enchevêtrées. Thèse de doctorat, 2010.

[MONTGOMERY, 1982] : T.G. Montgomery, P.L. Grady, C. Tomasino. The effects of projectile geometry on the performance of ballistics fabrics. *Text. Res. J.* 57 (7), 1982: 442-450.

[NAIK, 2009] : D. Naik, S. Sankaran, B. Mobasher, S.D. Rajan, J.M. Pereira. Development of reliable modeling methodologies for fan blade containment analysis - Part I: Experimental studies. *Int. J. Impact Eng.* 36, 2009: 1-11.

[NASA, 2010] : M.M. D'Angelo (GE Aviation), J. Gallman, V. Johnson (Cessna), E. Garcia, J. Tai, R. Young (Georgia Institute of Technology). N+3 Small Commercial Efficient & Quiet Air Transportation for Year2030-2035. Technical Report NASA/CR-2010-216691, 2010.

[NI, 2012] : C.Y. Ni, Y.C. Li, F.X. Xin, F. Jin, T.J. Lu. Ballistic resistance of hybrid-cored sandwich plates: numerical and experimental assessment. *Composites Part A*, 2012: doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compositesa.2012.07.019>.

[NILAKANTAN, 2012] : G. Nilakantan, J.W. Gillespie. Ballistic impact modeling of woven fabrics considering yarn strength, friction, projectile impact location, and fabric boundary condition effects. *Compos. Stru.*, 2012: doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2012.05.030>.

[PARK, 2005] : M. Park, J. Yoo, D. Chung. An optimization of a multi-layered plate under ballistic impact. *Int. J. Solids and Struct.* 42, 2005: 123-137.

[PARSONS, 2012] : E.M. Parsons, M.J. King, S. Socrate. Modeling yarn slip in woven fabric at the continuum level: simulations of ballistic impact. *J. Mech. Phys. Solids*, 2012: doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jmps.2012.05.005>.

[PROSSER, 1973] : R.A. Prosser. Penetration of nylon ballistic panels by fragment-simulating projectiles. Part I: A linear approximation between the square of the V50 or striking velocity and the number of layers of cloth in the ballistic panel. *Text. Res. J.*, 1988: 61-85.

[PROSSER, 2000] : R.A. Prosser, S.H. Cohen, R.A. Segars. Heat as a factor in the penetration of cloth ballistic panels by 0.22 caliber projectiles. *Text. Res. J.* 70 (8), 2000: 709-722.

[RADFORD, 2007] : D.D. Radford, G.J. McShane, V.S. Deshpande, N.A. Fleck. Dynamic compressive response of stainless-steel square honeycombs. *J. App. Mech.* 14, 2007: 658-667.

[RADIN, 1988] : J. Radin, W. Goldsmith. Normal projectile penetration and perforation of layered targets. *Int. J. Impact. Eng.* 7, 1988: 229-259.

[RAHME, 2012] : P. Rahme, C. Bouvet, S. Rivallant, V. Fascio, G. Valembois. Experimental investigation of impact on composite laminates with protective layers. *Compos. Sci. Tech.*, 2012: 182-189.

[RAO, 2009] : M.P. Rao, G. Nilakantan, M. Keefe, B.M. Powers, T.A. Bogetti. Global/Local modeling of ballistic impact onto woven fabrics. *J. Compos. Mater* 43(5), 2009: 445-467.

[RAO, 2009(2)] : M.P. Rao, Y. Duan, M. Keefe, B. Powers, T.A. Bogetti. Modeling the effects of yarn material properties and friction on the ballistic impact of a plain-weave fabric. *Compos. Struct.*, 2009: 556-566.

[RATHBUN, 2009] : H.J. Rathbun, D.D. Radford, Z. Xue, M.Y. He, J. Yang, V. Deshpande, N.A. Fleck, J.W. Hutchinson, F.W. Zok, A.G. Evans. Performance of metallic honeycomb-core sandwich beams under shock loading. *Int. J. Solids. Struct.* 43, 2006: 1746-1763.

[ROYLANCE, 1973] : D. Roylance, A. Wilde, G. Tocc. Ballistic impact of textile structures. *Text. Res. J.* 43, 1973: 34-41.

[RUBINO, 2009] : V. Rubino, V.S. Deshpande, N.A. Fleck. The dynamic response of clamped rectangular Y-frame and corrugated core sandwich plates. *Eur. J. Mech. A/Solids* 28, 2009: 14-24.

- [SAKINO, 2008] : K. Sakino. Strain rate dependence of dynamic flow stress of 2017 aluminium alloy at very high strain rates. *International Journal of Modern Physics B* (22), 2008: 1209-1214.
- [SANGOY, 1988] : L. Sangoy, Y. Meunier, G. Pont. Steels for ballistic protection. *Israel J. Technology* 24, 1988: 319-326.
- [SCHONBERG, 2010] : W. Schonberg, F. Schafer, R. Putzar. Hypervelocity impact response of honeycomb sandwich panels. *Acta Astronautica* 66 (3-4), 2010: 455-466.
- [SCHUBEL, 2005] : P.M. Schubel, J.J. Luo, I.M. Daniel. Low velocity impact behavior of composite sandwich panels. *Composites Part A* 36, 2005: 1389-1396.
- [SHADIN, 2011] : A. Shadin, J. Morlier, L. Mezeix, C. Bouvet, Y. Gourinat. Evaluation of the impact resistance of various composite sandwich beams by vibration tests. *Shock and Vibration* (18), 6, 2011: 789-805.
- [SHIM, 1995]: V.P.W. Shim, V.B.C. Tan, T.E. Tay. Modeling deformation and damage characteristics of woven fabric under small projectile impact. *Int. J. Impact Eng.* 6(4), 1995: 585-605.
- [SHIN, 2008] : K.B. Shin, J.Y. Lee, S.H. Cho. An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus. *Compos. Struct.* 84 , 2008: 228-240.
- [SHOCKEY, 2004] : D. Shockey, J. Simons, D. Erlich. Explicit finite element modeling of multi-layer composite fabric for gas turbine engine containment systems. Part 3: model development and simulation of experiments. Final Rep. No. DOT/FAA/AR-04/40/P3, Washington, DC, 2004.
- [SHOKRIEH, 2008] : M.M. Shokrieh, G.H. Javadpour. Penetration analysis of a projectile in ceramic composite armor. *Compos. Stru.* 82, 2008: 269-276.
- [STARRAT, 2000] : D. Starrat, T. Sanders, E. Cepus, A. Poursartip, R. Vaziri. An efficient method for continuous measurement of projectile motion in ballistic impact experiments. *Int. J. Impact Eng.* 24, 2000: 155-170.
- [SUN, 2007] : B. Sun, B. Gu. Frequency analysis of stress waves in testing 3-D angle-interlock woven composite at high strain rates. *J. Compos. Mater.* 41, 2007.
- [SUTCLIFFE, 2012] : M.P.F Sutcliffe, C. Monroy Aceves, W.J. Stronge, R.S. Choudhry, A.E. Scott. Moderate speed impact damage of 2D-braided glass-carbon composites. *Compos. Struct.* 94(5), 2012: 1781-1792.
- [TAN, 1997] : P. Tan, L. Tong, G.P. Steven. Modelling for predicting the mechanical properties of textile composites - A review. *Compos. Part A*, 1997: 903-922.
- [TAN, 2005] : V.B.C. Tan, V.P.W. Shim, X. Zeng. Modelling crimp in woven fabrics subjected to ballistic impact. *Int. J. Impact Eng.* 32, 2005: 561-574.
- [TAN, 2006] : V.B.C. Tan, T.W. Ching. Computational simulation of fabric armour subjected to ballistic impacts. *Int. J. Impact Eng.* 32, 2006: 1737-1751.
- [TAN, 2008] : V.B.C. Tan, X.S. Zeng, V.P.W. Shim. Characterization and constitutive modelling of aramid fibers at high strain rates. *Int. J. Impact Eng.* 35 , 2008: 1303-1313.
- [TAYLOR, 1990] : W.J. Taylor, J.R. Vinson. Modelling ballistic impact into flexible materials. *Textile American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal* 28(12), 1990: 2098-2103.
- [TEKALUR, 2009] : S.A. Tekalur, A.E. Bogdanovich, A. Shukla. Shock loading response of sandwich panels with 3-D woven E-glass composite skins and stitched foam core. *Compos. Sci. Tech.* 69, 2009: 736-753.
- [TENG, 2006] : X. Teng, T. Wierzbicki. Evaluation of six fracture models in high velocity perforation. *Eng. Fracture Mech.* 73, 2006: 1653-1678.

- [TENG, 2007] : X. Teng, S. Dey, T. Borvik, T. Wierzbicki. Protection performance of double-layered metal shields against projectile impact. *J. Mech. Mater. Solids* 2, 2007: 1307-1328.
- [TENG, 2008] : X. Teng, T. Wierzbicki, M. Huang. Ballistic resistance of double-layered armour plates. *Int. J. Impact Eng.* 35, 2008: 870-884.
- [TERMONIA, 2004] : Y. Termonia. Impact resistance of woven fabrics. *Text. Res. J.* 74 (8), 2004: 723-729.
- [TING, 1998] : C. Ting, J. Ting, P. Cunniff, D. Roylance. Numerical characterization of the effects of transverse yarn interaction on textile ballistic response. *30th International SAMPE technical conference*. 1998.
- [VAIDYA, 2000] : U.K. Vaidya, M.V. Hosur, D. Earl, S. Jeelani. Impact response of integrated hollow core sandwich composite panels. *J. Compos. Struct.* 31, 2000: 761-772.
- [VENKATANARAYANAN, 2011] : P.S. Venkatanarayanan, A. Joseph Stanley. Intermediate velocity bullet impact response of laminated glass fiber reinforced hybrid (HEP) resin carbon nano composite. *Aerospace Science and Technology*, 2011.
- [WANG, 2009] : E. Wang, N. Gardner, A. Shukla. The blast resistance of sandwich composites with stepwise graded cores. *Int. J. Solids Stru.* 46, 2009: 3492-3502.
- [WILKINS, 1983] : M.L. Wilkins, R.D. Streit, J.E. Reaugh. Cumulative-strain-damage model of ductile fracture: simulation and prediction of engineering fracture tests. Tech. rep. UCRL-53058, University of California, Livermore, 1983.
- [XIA, 2010] : F. Xia and X.Q. Wu. Work on Impact Properties of Foam Sandwich Composites with Different Structure. *Journal of Sandwich Structures and Materials* 12(1), 2010: 47-62.
- [YUNGWIRTH, 2008] : C.J. Yungwirth, D.D. Radford, M. Aronson, H.N.G. Wadley. Experimental assessment of the ballistic response of composite pyramidal lattice truss structures. *Composites Part B* 39-3, 2008: 556-569.
- [ZENG, 2005] : X.S. Zeng, V.P.W. Shim, V.B.C. Tan. Influence of boundary conditions on the ballistic performance of high-strength fabric targets. *Int. J. Impact Eng.* 32, 2005: 631-642.
- [ZENG, 2006] : X.S. Zeng, V.B.C. Tan, V.P.W. Shim. Modelling inter-yarn friction in woven fabric armour. *Int. J. Numer. Methods Eng.* 66 (8), 2006: 1309-1330.
- [ZENG, 2010] : H.B. Zeng, S. Patoatto, H. Zhao, Y. Girard, V. Fascio. Perforation of sandwich plates with graded hollow sphere cores under impact loading. *Int. J. Impact Eng.* 37, 2010: 1083-1091.
- [ZHAO, 2005] : H. Zhao, I. Elnasri, S. Abdennadher. An experimental study on the behavior under impact loading of metallic cellular materials. *Int. J. Mech. Sci.* 47, 2005: 757-774.
- [ZHU, 2011] : D. Zhu, C. Soranakom, B. Mobasher, S.D. Rajan. Experimental study and modeling of single yarn pull-out behavior of Kevlar 49 fabric. *Compos. A* 42, 2011: 868-879.
- [ZINNO, 2011] : A. Zinno, A. Prota, E. Di Maio, C.E. Bakis. Experimental characterization of phenolic-impregnated honeycomb sandwich structures for transportation vehicles. *Compos. Struct.* 93, 2011: 2910-2924.

